SÉANCE D'OUVERTURE / OPENING SESSION

Allocutions d'accueil/*Welcome speeches*
Conférence d'ouverture/*Opening conference*:

0.1 - A 380 -Essais d'intégration de Systèmes
A380 - Systemes integration tests
P. FROMENT - AIRBUS FRANCE

Conférences d'ouverture (2ème partie)/*Opening conferences(2nd part)*:

0.2 - La complémentarité simulation-essais pour l'acquisition de systèmes complexes
Test-simulation complementarity for the acquisition of complex systems
ICA D. LUZEAUX - DGA/DSP/STTC

0.3 - La maîtrise des essais dans le domaine spatial.
Tests management in the space industry.
M. PIRCHER - CNES

A 380 et Essais d'intégration de systèmes

P Froment
Systems and Integration tests - operations

Résumé

Le projet de gros porteur commercial A 380, lancé fin 2000, fera son premier vol dans moins de deux ans. Compte tenu de la taille de ce projet, de cette durée de développement ambitieuse et d'objectifs de disponibilité élevés dès l'entrée en service (début 2006), il convenait de mettre en place une approche innovante de l'intégration des systèmes, ces derniers ayant en effet un impact majeur sur la disponibilité de l'avion en service opérationnel. Cet exposé se propose, au-delà des réalisations techniques, de faire un point sur les modes organisationnels mis en place pour relever ces défis.

Summary

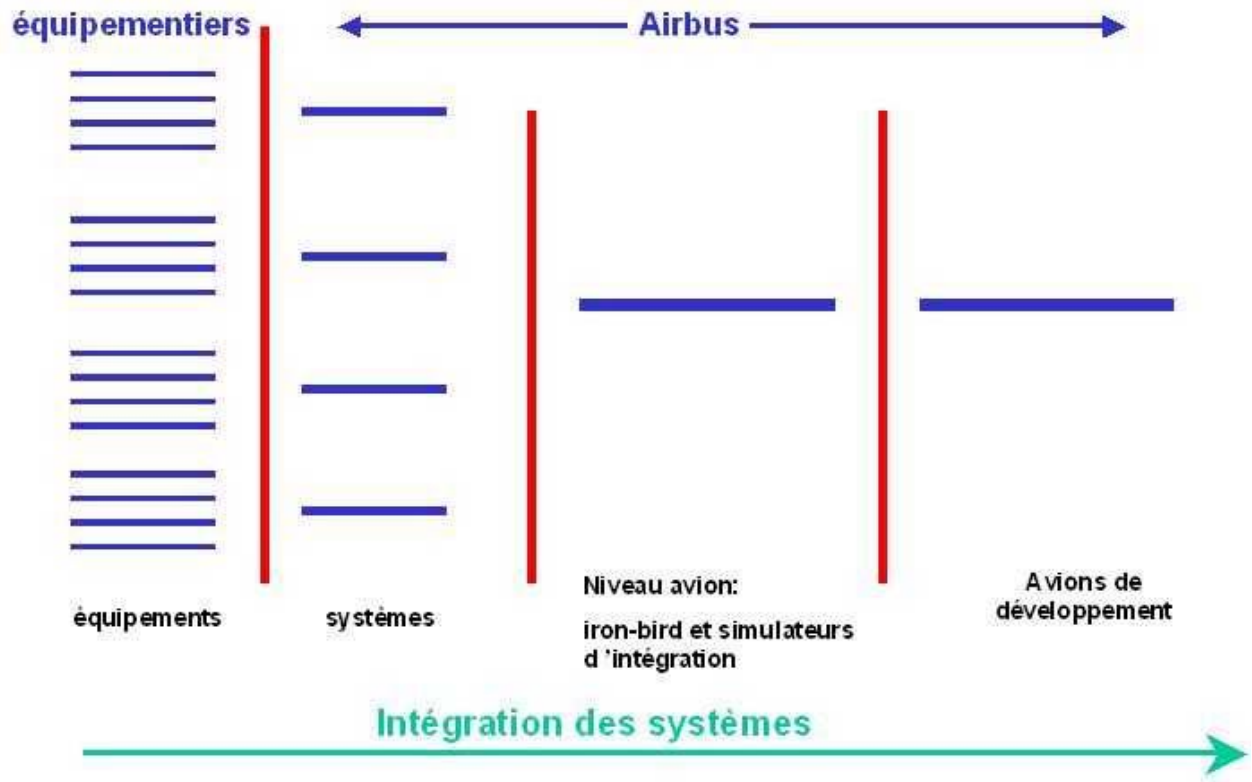
The project for an A380 large transport aircraft, launched at the end of 2000, will make its maiden flight in less than two years' time. Taking into account the size of the project – as well as the challenging period of development with high availability objectives as soon as the aircraft goes into service (in early 2006) - it was appropriate to set up a new approach towards systems integration. These systems have a major impact on the availability of the aircraft's operational service. This paper aims to provide an overview of the organisational methods put into place to take up the challenge.

Pierre FROMENT est diplômé de l'Ecole Polytechnique (promotion 1974). Après une spécialisation à l'école Supérieure de l'Aéronautique et un brevet de pilote militaire de Transport à l'Ecole de l'Air, il rejoint en 1981 le Centre d'Essais en Vol (intégration de missiles et de systèmes d'armes sur Mirage 2000). En 1990, il rejoint Aérospatiale - Airbus ou il est chargé successivement de conduite de projets (A400M) et d'essais d'intégration de systèmes au sein de l'Engineering Airbus.

A l'aube de ce siècle, Airbus s'est proposé l'un de ses plus grands défis. Le lancement de l'A 380 matérialise en effet l'atteinte d'un objectif qui ne fut longtemps qu'un rêve : la parité avec l'industrie nord-américaine. Mieux encore : par l'emploi de nouvelles technologies, tout entières tournées vers la sécurité et le confort du passager ainsi que vers la performance et l'économie des compagnies aériennes, ce programme représente une avancée majeure dans le monde du transport aérien.

Nous nous proposons ici d'examiner l'une des nombreuses facettes du développement de cet avion, avec l'intégration de ses systèmes. Mais plutôt que d'en rester sur le terrain des technologies elles-mêmes (et dont chacune mériterait plusieurs fois le volume de ce court article…), nous allons plutôt nous intéresser au contexte de cette intégration, et à la nécessaire évolution des relations entre ses différents acteurs. En effet, si le choix des technologies est déterminant pour les performances finales de l'avion, la méthode de travail aura un impact direct et fondamental sur l'atteinte des objectifs du programme (respect du délai, des coûts de développement, livraison d'un produit répondant aux attentes du client en matière de qualité).

Très schématiquement, l'intégration des systèmes d'un avion peut être représentée ainsi :

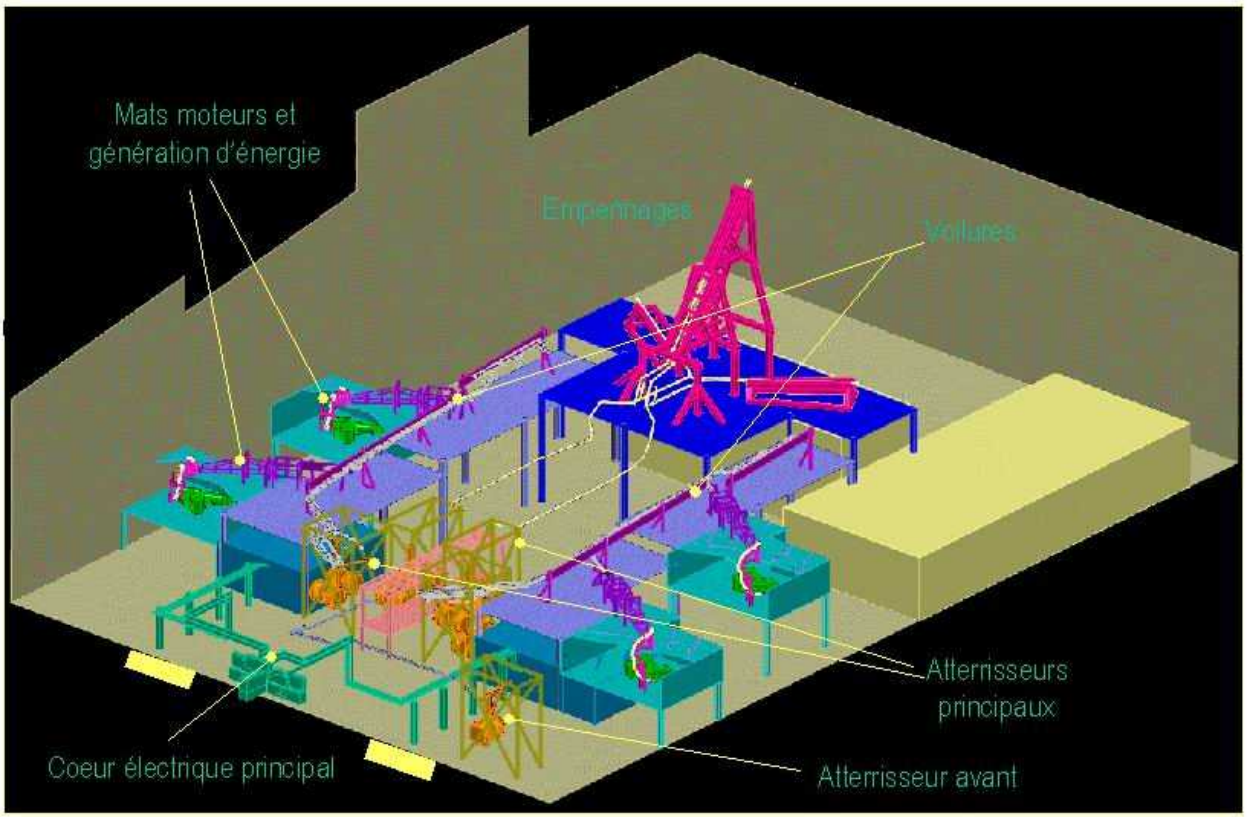


Etape 1 : Les équipements «élémentaires» (calculateurs, vannes, servocommandes, pompes,…) ont fait l'objet d'une spécification par l'avionneur vers l'équipementier, et subissent donc sur le site de ce dernier l'ensemble des essais nécessaires à vérifier la tenue de ces spécifications, avant livraison à l'avionneur.

Etape 2 : L'avionneur déroule alors, pour chacun des systèmes de l'avion (fuel, conditionnement, commandes de vol, avionique,…), l'ensemble des essais nécessaires au couplage de ces équipements, afin de vérifier que chaque système ainsi constitué répond à l'ensemble des fonctionnalités qu'il en attend.

Etape 3 : En avance de phase sur le premier avion (environ 1 an), et afin de disposer de moyens d'investigations performants, l'avionneur exécute un niveau d'intégration « avion » sur des bancs sol.

En pratique, l'ensemble des systèmes relatifs à la cabine (et le passager prend une importance croissante…) est intégré sur un banc appelé « Cabin 0 ». L'ensemble des systèmes nécessaires à la plate-forme (Contrôle du vol) sont eux-mêmes intégrés sur un « Iron Bird » (assemblage physique des systèmes de l'avion réel). Enfin, l'avionique fait l'objet d'une intégration sur des simulateurs. Le couplage possible de ces bancs constituera, pendant l'année qui précède le premier vol, la représentation ultime de l'avion avant son premier vol, et se voit ainsi dénommé « Avion 0 ».



Etape 4 : L'avion réel une fois assemblé, c'est bien entendu sur ce produit final que les ultimes essais de validation sont conduits. Mais, en matière de systèmes, la mise en place des moyens précédemment décrits montre qu'il ne reste à découvrir à ce stade plus que 5 à 10 % de l'ensemble des problèmes de développement.

On conçoit donc que **l'efficacité de l'ensemble du système repose sur un chaînage parfait de l'ensemble de ces étapes.** C'est la problématique que nous allons détailler un peu plus loin. Mais auparavant, un petit historique d'Airbus est nécessaire afin de bien mettre en situation l'ensemble des éléments.

Un peu d'histoire

Airbus est né il y a un peu plus de 30 ans, grâce à la volonté politique de quelques Nations Européennes qui ont voulu donner à cette industrie l'élan qui a conduit au succès qu'elle connaît aujourd'hui. Les grandes bases de cette coopération peuvent rapidement être dessinées ainsi :

➤ Répartition entre les Nations Fondatrices des tâches à haute valeur ajoutée, tant en études qu'en production.

➤ Pas de « duplication », boulet de bien des coopérations militaires, par souci d'efficacité industrielle. Cette non-duplication vaut tant pour la conception que pour la production. On peut d'ailleurs qu'elle a en fait deux grandes conséquences :

- Un accroissement de l'efficacité industrielle par une meilleure spécialisation de chaque acteur,

- Mais aussi une stabilisation de la coopération, par création d'une dépendance mutuelle entre les acteurs.

Ces choix fondamentaux, associés au génie visionnaire des fondateurs, ont donc permis à l'aéronautique commerciale européenne d'atteindre aujourd'hui la parité avec l'industrie nord-américaine.

Les effets de ce partage sur l'intégration des systèmes

De cet aspect géographique naissent des particularités au niveau des systèmes : nos collègues britanniques, centrés sur la voilure, conçoivent et intègrent les systèmes relatifs aux atterrisseurs et au carburant. La France est orientée vers le cockpit, son avionique et le contrôle du vol, tandis que l'Allemagne prend la charge de tous les systèmes relatifs à la cabine.

Ce type de partage doit donc être associé à une organisation adéquate, sans quoi les sources d'incompréhension – donc d'anomalies – ne manquent pas. La prise de conscience de cette nécessité a déjà donné lieu par le passé à des plans d'amélioration, le plus souvent basés sur le modèle bien connu de la «relation client fournisseur » que nous allons rapidement évoquer.

La relation client-fournisseur interne : ses apports…

Une tendance managériale s'est fortement développée il y a quelques années : l'application, de manière interne à l'entreprise, des principes généraux qui sont habituellement réservés à ses relations externes, c'est à dire une forte contractualisation des diverses tâches élémentaires. Les principaux bénéfices en ont été notamment :

❶ Une clarification des rôles et responsabilités de chacun

❷ Une meilleure description et spécification des diverses tâches

❸ Un engagement par les acteurs de terrain sur des objectifs déclinés à leur niveau.

Ces apports ne sont pas négligeables et pleinement cohérents avec l'approche « projet » qui reste l'un des axes principaux de progrès. De plus, par construction, cette approche s'accommode fort bien des frontières contractuelles internes propres à la constitution de l'ancien système « Airbus Industrie », son GIE et ses quatre partenaires : il n'y a donc rien de surprenant à ce que ce mode de management ait été la base des améliorations passées.

… et ses limites !

En revanche, ce type d'approche, en privilégiant l'atteinte d'objectifs sur chaque tâche élémentaire, a créé une parcellisation potentiellement nuisible à l'ensemble du projet. En effet, les grands programmes ne manquent pas d'occasions légitimes d'ajustement de spécification, ou plus simplement d'évolutions au fur et à mesure de l'avancement de la définition du produit.

De plus, et c'est le point qui nous préoccupe ici, **cette parcellisation privilégie une tendance naturelle à couper les relations entre acteurs successifs d'un même processus**. Elle privilégie le « livrable » (qu'il soit constitué par une définition, un ensemble physique,…) sur l'apprentissage qu'il a généré. Ce que l'on pourrait caricaturalement appeler « l'effet hygiaphone », qui illustre malheureusement la perte d'information générée à chaque étape du processus.

Dans un projet complexe, il est donc fondamental de veiller également à la bonne transmission du contexte, de l'apprentissage, de la compétence qui n'apparaissent malheureusement pas dans les traditionnelles arborescences de produits…

Alors que faire ?

Cette approche client/fournisseur reste cependant incontournable. Bien évidemment, autour des relations externes à l'entreprise, mais également en interne, compte tenu des apports indéniables cités plus haut. Il faut donc s'attacher à mettre en place, tout au long de l'axe « processus », des dispositions propres à faciliter le transfert de savoir, de savoir-faire, d'expérience, de compétences.

C’est, sur l’exemple des essais d’intégration de l’A.380, ce que cet article va maintenant s’attacher à illustrer…

Pourquoi une nouvelle approche ?

Deux raisons essentielles, au tournant de ce siècle, ont conduit à imaginer une nouvelle approche.

➤ **Le lancement de l’A.380** : ce projet ambitieux nécessite de réunir autour de lui toutes les énergies, en minimisant le « frottement interne » de l’ensemble de l’organisation. En effet, la durée de développement courte ainsi que les objectifs de maturité à l’entrée en service nécessitaient la mise en place d’une nouvelle approche.

➤ **La création d’une société unique Airbus**, en effaçant les rigidités d’interface générées par des sociétés séparées, a offert à l’ensemble un degré de liberté nouveau qu’il convenait d’utiliser au mieux dans l’intérêt général.

La conjonction de ces deux éléments, la prise de conscience des enjeux a été décisive dans la volonté de changement d’approche.

La première étape : fusion des équipes sol-vol

Sans doute parce que la co-localisation rendait l’exercice plus facile, le premier acte visible de cette volonté a été matérialisé en octobre 2000, par le regroupement dans une même organisation des équipes en charge des essais sol avec leurs homologues responsables de l’analyse des résultats d’essais en vol. L’objectif était clair : profiter de la compétence acquise par une à deux années d’essais d’intégration au sol pour aborder les essais en vol avec un meilleur niveau de préparation, avec une connaissance très concrète des systèmes, de leurs états de mise au point, avec un réseau de relation bien établi avec les concepteurs et équipementiers. Bref, de « partir lancé »,… en profitant de la dynamique déjà engagée.

L’interface entre les niveaux « Systèmes » et « Avion »

L’axe retenu ci-dessus n’était pas aussi directement transposable, la conception et l’intégration de chaque système étant par construction initiale répartie en Europe.

Nous avons donc recherché une voie nouvelle en travaillant essentiellement sur 4 axes :

➤ *La connaissance mutuelle des équipes* d’abord. Ce point, essentiellement humain, est fondamental et doit être entrepris le plus tôt possible, parce que le réseau relationnel représente le terreau sans lequel aucune mesure organisationnelle ne peut aboutir. Un cycle long, mais nécessaire de présentations, visites, travail en commun a donc été entrepris dès 2000.

➤ Le *partage d'une même vision* sur les objectifs et les moyens relatifs à chaque étape de l'intégration. Sur la base des plans de V&V (Vérification et Validation), et grâce au réseau relationnel évoqué ci-dessus, il s'agit d'optimiser les objectifs et le contenu de chaque phase, de le remettre en adéquation avec un schéma global : en bref, de prendre le recul nécessaire à une bonne vision d'ensemble qui soit partagée par l'ensemble des acteurs.

➤ La *mise en place de moyens communs d'essais, de modèles de simulation* (cohérence d'environnement des divers essais), mais aussi d'outils communs permettant la traçabilité des diverses anomalies, de leurs conséquences, de leur mode de traitement ainsi que de la version (matérielle/logicielle) dans laquelle elles seront corrigées. Une telle base commune partagée est une aide considérable à une bonne analyse des problèmes.

➤ La *participation « intégrée » aux essais* : dans la mesure où la création d'une société Airbus unique permet une flexibilité nouvelle, les équipes de conduite d'essais peuvent être façonnées de manière à ce que le passage de relais entre deux étapes d'intégration soit le plus fluide possible. En l'occurrence, cet objectif peut être atteint en impliquant dans les essais de systèmes une partie de l'équipe qui réalisera l'intégration au niveau avion.

Dans cette seconde phase, une situation symétrique (participation d'équipes d'essais « amont » à l'intégration) permettra d'assurer un support déjà « rodé » à l'analyse de ces essais d'intégration. Rien de très révolutionnaire… mais une flexibilité restée jusque là peu exploitée.

L'interface entre équipements et systèmes

Si l'idée directrice reste la même (fluidifier la transition, pour limiter la « perte en ligne » au passage de cette étape), cette interface ne présente pas du tout le même degré de flexibilité. En effet, cette transition correspond à un passage de témoin d'équipementier vers l'avionneur, et l'on garde dans ce cas une frontière évidemment plus marquée par la nature de la relation. On ne peut s'affranchir aussi simplement que précédemment des aspects contractuels juridiques, commerciaux. La relation client/ fournisseur évoquée précédemment prend donc ici toute son ampleur, et les modes organisationnels mis en place en interne ne peuvent évidemment pas être déployés, avec une telle flexibilité. Est-ce à dire que l'on ne peut rien faire ? Sûrement pas ! A l'image de ce qui se déroule déjà en matière de spécification, il est sans doute possible de mieux intégrer cette phase placée sous la responsabilité du fournisseur.

En effet, en matière de conception, la notion de « plateau » s'est largement développée depuis quelques années. Le principe en est le suivant : lorsque, pour un ensemble ou un équipement complexe, il apparaît que l'optimisation de l'interface est difficile, on met en place une équipe dédiée, mixte entre le fournisseur et l'avionneur, de manière à élaborer une spécification optimisée commune et… être sûr d'en avoir la même compréhension. Ce principe, extrêmement simple, est parfois plus délicat de mise en œuvre, car il se déroule parfois avant le choix du fournisseur,

parfois même sous la forme de plateaux parallèles et compétitifs... Les aspects commerciaux et juridiques demandent donc un soin tout particulier pour ne pas devenir des pierres d'achoppement…

Sur un schéma parallèle, on peut donc imaginer déployer le même type d'action que précédemment (optimisation conjointe des programmes d'essais, des moyens d'essais, participation croisée, échange d'information sur les anomalies connues de l'équipement,…). Il s'agit exactement de la transposition du « plateau » évoqué précédemment à la phase d'intégration. Quelques précautions élémentaires sont évidemment indispensables : respect de la responsabilité dans chacune des phases, car la co-localisation et la mixité des équipes est parfois génératrice de quelque confusion dans le rôle de chacun…

On pourrait cependant objecter que, lorsqu'il s'agit d'une adaptation interne à l'entreprise Airbus, il suffit que la somme algébrique des modifications présente un intérêt pour qu'elle soit retenue. Dans le cas d'une relation externe, la plupart du temps engagée après les premières contractualisations, il faut s'attacher à aller plus loin, en faisant en sorte que *chacun* des deux acteurs y trouve un bénéfice, sans quoi cette volonté risque de s'arrêter aux grandes déclarations. En fait, si le gain pour Airbus est indéniable par une meilleure efficacité des essais ultérieurs, le gain pour l'équipementier est lui aussi très significatif. Par la meilleure connaissance du système complet, par une meilleure prise en compte des besoins de l'avionneur, l'équipementier est à même de proposer des offres plus compétitives, répondant mieux aux attentes de l'avionneur. Les intérêts de chacun sont ainsi préservés, condition essentielle à la création et à la « culture » de cette nouvelle relation.

Pour conclure…

Avec le programme A 380, un certain nombre de moyens d'essais d'intégration nouveaux ont été déployés ou sont en cours de mise en place. Leur aspect spectaculaire, lié tant à la taille du produit, à l'ambition du projet qu'aux nouvelles technologies qu'il met en œuvre, a pu paraître quelque peu passé sous silence dans cet exposé, beaucoup plus centré sur les nouvelles relations qui doivent s'instaurer entre les acteurs, afin de garantir une meilleure efficacité. Mais au fond, cette conclusion est plutôt rassurante, car elle vient renforcer la nécessité d'une forte culture de la relation humaine, dont l'importance est parfois sous estimée dans un monde aéronautique se nourrissant des plus hautes technologies, soumis aux lois de la concurrence et du marché. L'homme reste donc bel et bien, au centre de l'entreprise, le rouage fondamental de son efficacité.

Et c'est très bien ainsi…

Test fields and simulation: a complementary approach to complex system acquisition

Acquisition des systèmes complexes : le cercle vertueux essais et simulation

ICA Dominique Luzeaux, Prof.

Head of the "Complex System Engineering" Departement
responsable du domaine technique « ingénierie des systèmes complexes »

Abstract
In this paper, we show how test fields and simulation have to be reconsidered, not as potentially concurrent approaches, but as cooperative actors within a new vision of the acquisition of Defense systems, where simulation-based acquisition and concurrent engineering play a major role. The expected return on investment is a better risk control and a cost reduction.

1. General context

Technological advances such as computers and broadband communications have enabled new methods of production that are more efficient and less costly. A changing international environment, the need for more advanced weapon systems, and limited resource are placing pressure on defense acquisition. Decision makers in procurement agencies must be able to envision future combat situations, conceptualize new weapon systems, and evaluate their performance and manufacturability in a way that carries less risk, is quicker, and is less costly than before. In other words, produce "the right product right" the first time.

At the individual system level, there is a need to field useful core capabilities more rapidly, within a few years instead of within 15 to 20 years. Increments must be fielded on time-scales that reflect the technology generation rate, lessons learned from prior use, and the ability to assimilate new capabilities. At the system-of-systems level, there is the need to cope with the asynchronous nature of the acquisition of individual systems and to facilitate the co-evolution of those systems with all the dimensions of doctrine, organization, training…

Furthermore, the current geopolitical context emphasizes the need to acquire systems able to interoperate with the systems of other participants. In addition, there is the need to acquire systems that are operationally effective using fewer people, that are more easily deployed, and have reduced needs for logistics support.

In order to achieve these goals, new processes are needed, supported in part by simulation environments that promote and facilitate interoperability. Detailed design, development, production of prototypes, and testing of new conceptual systems are slow and costly processes, with no guarantee that the new systems will perform as expected. At the system level, processes are needed in order to identify and manage the different sources of acquisition risk.

2. Model and simulation within the acquisition process

Modeling and simulation (M&S) technologies are important tools for achieving these goals. Before any capital expenditure is made, modeling and simulation can be used to aid in concept formation and evaluation, architecture development, specification, detailed design (of

both the system and the manufacturing process to create it), risk analysis, support in the field, life-cycle costing, and disposal.

The desire to reduce costs, personnel, and time while maintaining or increasing effectiveness will make it necessary to reuse key tools and data across phases of a program and across program lines. It will therefore be necessary to create and sustain an acquisition infrastructure, including an M&S infrastructure. Acquisition personnel could use M&S to predict the cost-effectiveness of potential solutions, thereby reducing the need to produce and test expensive hardware prototypes.

It is now widely accepted that model and simulation (M&S) can potentially reduce development times and risks associated to the acquisition of weapons systems, while simultaneously increasing the quality of the systems and reducing the global owner cost. However the expected gains can only be reached if M&S is used through adapted processes, such as provided by concurrent engineering.

Concurrent engineering integrates the various activities ranging from the design of the product to the production and the in-service maintenance, relying on multidisciplinary teams in order to optimize simultaneously the product, its fabrication and its support, with objectives of cost and performance.

M&S is the keystone of such a process. It is also the key working tool of a multidisciplinary integrated team when dealing with the integration of complex systems. The different actors (who intervene during definition, evaluation, fabrication, support…) need to identify the necessary information in terms of tests and simulations. Once this step done, they need to share the information and results issued from these tests and simulations. This whole approach is embodied by the iterative building of virtual prototypes immersed in synthetic environments, which on one hand formalize a shared vision of the system under development and on the other hand yield the necessary needs to better understand the complex interactions between the configuration elements of the system.

By putting together the design, realization and test engineers, the elaborated prototypes will be realized and evaluated much easier, henceforth a better control of the global acquisition cost.

An acquisition strategy funded on simulation consists in the joint use of simulation techniques and tools, and the methods available for the functional decomposition of the system, the organization of the program phases, and the necessary coherence between analog programs. Such a strategy implies a much better management of M&S resources during acquisition: from a mere punctual aid to the program engineering, one goes to a coherent and integrated process.

The discussion up to now might seem rather theoretical. However it mirrors a deep evolution of the working methods which spread widely within the industrial world:

- the 80's have been marked by system engineering, where tree-like organizations (decomposition following the functional architecture, with launch of the different individual tasks) and sequential ways of working (synchronization of the individual tasks through the successive revues of the program). The essential support is paper, associated to a heavy and static documentation management. One sees here the methodological inheritance of the programs launched by NASA during the previous decades;
- in the 90's, concurrent engineering has developed, with an increasing integration of the "business" skills used throughout the phases of the system's life-cycle. The impulse of such a change has been the technological change, mainly concerning the electronic components, which implied the simultaneous presence of varied

lifetimes within a single system. The main tools are the workflow, which still has a serial character, and the digital technical data management that abandons paper in favor of digital means, but without changing the underlying processes;

- with the explosion of new information technologies, the sequential character has vanished in the late 90's, and has been replaced by concurrent and integrated processes, where shared repositories and reuse within and between domains become the major issues. The PDM ("product design management"), and PLM ("product lifecycle management") processes organize work and bring the necessary dynamic and flexible feature to promote efficiency and reactivity.

In order to mirror such transformations, which have been under way among the industrial contractors, and which go much further than a mere change of working tools, it is crucial for the stakeholders to adopt new practices that also favor such a change. If acquisition methods do not evolve, the stakeholders cannot take advantage of the major savings performed by the contractors, and cannot control risks and costs as it should be possible: a co-evolution is necessary, as similar methods, tools and collaborative working system engineering environments have to be used.

Test and simulation throughout the life-cycle of a system

The integrated approach between tests and simulation should be applied as early as possible: from the preparation phase of a new program, before the design of the system. Be it to identify and represent threat issues, general operational employ concepts, or to write down the operational requirements, different types of simulations can be very useful.

During the design of the system, the same happens, to explicit the functional requirements and the technical specifications. Risks levees can be conducted easily by using adequately simulations coupled with functional tests. The first elements of the virtual prototype are then available; they rely on the traceability between requirements and specifications, and establish consistency between the logical, functional and physical views of the system. Such a consistency, and its justification via the joint use of simulations and trias is essential. From it comes the possibility of running impact analyses: when modifying an element of one of the views (for instance a requirement, or a function, or a component) it is possible (ideally easy) to evaluate the implications at the system level, and it is possible to identify the necessary new validations (via tests or simulations) that guarantee there is no regression in terms of system performance.

Let us underline that such a capacity is essential, since it explains many cost drifts in programs. The complimentary feature of tests and simulations appears here: whereas the initial test has allowed to fit correctly the simulation within explicit and traced validity conditions, the non-regression test can be run through simulation with a reliable and estimable credibility. The cost and time saving are immediate and justify the idea of running simulations and tests together within an engineering system process.

Such a joint use of simulations and tests allows to switch from a "test, correction, test" approach to an iterative and incremental approach "model, simulation, correction, test". The latter allows correction at each phase of the lifecycle and updating of the model when necessary. Such a correction is done at the model level or on the virtual prototype: money and time are saved. Such a model can also been used subsequently to predict and extrapolate the possession cost, to evaluate the technical and operational performance, the system availability…

Such an interdependence between tests and simulation allows a reuse throughout the life of the system, by updating credible representation and authorizing successive risk levees. By mastering reuse and validation processes, it is then possible to dispose of a powerful tool in order to evaluate the system, including at its limit, as well as to explore new concepts and predict performance, before launching any fabrication.

The following paragraphs will detail the virtuous circle between simulation and tests, as well as the fundamental problem of validation.

However a few remarks are necessary to counter usual critics:

- "using simulation as support of a test is something we've always done": true, but what we discuss here goes much further than this, as we emphasize a necessary coupling and a mutual benefit;
- "simulation will replace all tests": this is not the intended goal, and is completely foolish. The intended goal is to better conduct the physical tests that are strictly necessary in order to acquire critical data for evaluation;
- "simulation can only reason on statistical data, and should not be trusted without special care": is it not the same when a series of tests is conducted in order to induce a global performance, by considering only a few working points, which one cannot always choose smartly to allow an authorized transition from local to global behavior! Simulation, when interacting with tests, does not pretend to yield a perfect result. By coupling both techniques, it should be possible to have a consolidated credibility in the system to be developed.

On one hand, tests yield data from the real world, in given situations and environments, therefore a priori credible, and they help to evaluate how technical performance objectives and a given system maturity level are reached. During the tests, security and environment preservation constraints have to be taken into account, which have a heavy cost.

On the other hand, a simulation can be expensive, especially in order to guarantee the validity of the developed models. It allows to predict experimentation results, by exploring all possible solutions within a domain accessible to experimentation, and by extrapolating performances outside the domain potentially accessible through tests.

Besides, some tests are easier to realize through simulation and much less expensive. Indeed it is not necessary to concentrate, or move all systems to the same place: this possibility of geographically distribution is a major advantage of simulation, in terms of reactivity, delay and cost. For instance, it is much easier to evaluate different interoperability tests (such as defined by NATO), without mobilizing as many resources. In the same way, complex tests such as needed for systems-of-systems (e.g. extended air defense, or tactical missile defense) become feasible, whereas they could not be performed before.

Therefore there is a true benefit to use tests and simulation in a cooperative manner. It is also essential to promote simultaneously the reuse of validated models since there is then a true multiplying effect in terms of risk and cost decrease.

Essential are the credibility of the information issued form M&S activities and the identified limits of their use. They necessitate the definition and execution of an VV&A (verification, validation and accreditation) process, as well as the acquisition of specific test data, which will be used to validated simulations and models.

Indeed, using unreliable data and models could introduce supplementary risks within an acquisition. This is very often used as an objection to a wider use of simulation. However the same argument can be easily reversed: ill-referenced test data are also a risk factor, as they

predict performance in an incorrect situation or environment. Therefore a mutual trust between simulation and tests is fundamental.

VV&A and VV&C

The definitions given in the following paragraphs are taken from the M&S Master Plan, published by the US DoD in October 1995, and from the NATO M&S Master Plan AC/323(SGMS)D/2, published in August 1998. They are widely accepted by the international simulation community.

An efficient evaluation strategy should include a verification and validation (V&V) of models and simulation, following the increasing maturity of the system, in order to establish credible information.

Following these definition, verification is the process that determines whether a model or a simulation represents precisely and faithfully the conceptual description and the development specification. This process includes also a verification of the software engineering techniques used. To make a long story short, the aim is to prove that what has been done corresponds to what was required and that is was done correctly.

Validation is the process that determines the adequacy of the model or the simulation to the real-world from the point of view of the intended use of the M&S. In other words, the issue is to evaluate the way in which a response was brought to the initial problem.

Based on an adequate V&B, the model or the simulation is determined as acceptable for an intended use within a specific application framework. This constitutes the accreditation. It should be noticed that all data used by M&S have to certified also by a process called VV&C (verification, validation and certification). Supplementary definitions follow.

Data verification, from the data producer point of view, consists in the use of techniques and procedures that guarantee that the data satisfy constraints defined by the data standards. From the data user point of view, verification consists in the use of techniques and procedures that guarantee that the data follow standards and usual rules.

Data validation consists in the documented evaluation by domain experts and by comparison with common reference values. From the data producer point of view, this evaluation has to be done following explicit criteria and assumptions. From the user point of view, the evaluation is done with respect to the intended use within a particular model.

The VV&C process checks the internal consistency and the correction of the data, validates the fact that they represent entities of the real-world in conformity with the intended use, and certifies that the data have the specified quality level that corresponds to the intended use. Here also, this process has two perspectives as before, depending on the data producer and the data user.

Another problem is that data can be available under two forms. They can be unprocessed, coming from tests, available literature, intelligence…, and their credibility depends then on the collection process and the intrinsic credibility of the used sources of information. But then also be aggregated, i.e. generated by the use of various processing on unprocessed data. It is then necessary to have a closer examination of the adequacy of the data with the models and their intended use.

The main points to remember is that data coming from laboratory or field tests will be integrated in order to validate models and simulations, as the system matures. This leads to a complete set of M&S which gains fidelity (this is the verification aspect) and credibility (this is the validation aspect). It is essential to remember that any validation is done with an intended use in mind. This has been underlined from the start on in the various simulation

reference books, but it is as fundamental for test data or for any test. Henceforth it is necessary to document all test conditions, as well as all decisions that led to freeze this or that freedom degree within the scenario or the environment.

This ultimate remark is important, as the VV&A and VV&C processes are very often described are costly, or as a necessary evil that generates initial overhead costs which lead to cost-efficiency only through subsequent reuse. However the same argument should be used *stricto sensu* for tests and test data, which is rarely underlined, all the more since in the past decades with the high budgets it was possible to conduct almost any desired test: we have today lots of test data that are totally useless as they cannot be reused in a coherent manner.

As a first idea of the induced costs, we refer to the report "prefeasibility study on simulation based design and virtual prototyping", published by the NATO Industrial Advisory Group in September 2000, reference NIAG-D(2000)9 AC/141(NG-6)D/25 : the VV&A cost is estimated as 15% of the global acquisition cost, and between 2 and 6% for a reused simulation.

Back to verification and validation, it is difficult to evaluate a priori the necessary validation level, even if it is possible to define the necessary effort to reach a given credibility level. This comes from the fact that validation is performed in relation with an intended use of the product (data, model or simulation), and this cannot be made explicit from the beginning of the life cycle. Such a difficulty should not be seen as a tremendous obstacle, but as the necessity to conduct VV&A and VV&C within an iterative an incremental approach, throughout the whole system lifecycle.

Technologies : solutions, constraints and necessary effort

Virtual proving grounds, with a tight coupling between simulations and test data within virtual and digital synthetic environments, need to follow a few constraints in order to be viable. There is a need for interoperability between all simulations, even between systems which rely heavily on software, like C4ISR systems. This will be always more frequent with the development of systems-of-systems and network-centric warfare or cooperative engagement issues.

It is not reasonable to develop every time specific interfaces, as a trivial cardinality analysis shows: their number is one order of magnitude larger that the number of incriminated systems, and an iterative evolution of the system implies thus an evolution of all interfaces, i.e. the order of magnitude of all considered connected systems.

The (only) cost-efficient way is to adopt reference architectures at the various levels, what is usually known as meta-models from which the conceptual models of the systems can be easily established. To follow these reference architectures is indeed a constraint, but much smaller than the savings it generates, since the evolution of a system needs a priori only the modification of the interface with the reference model.

Such reference architectures exist: HLA for simulations, others are under development for C4ISR systems, or are foreseen for robotic systems (cf. JAUGS, "Joint Architecture for Unmanned Ground Systems", promoted by the US Army)…

In a similar fashion, at data level, exchange standards are essential. As there does not exist a priori a unique format (SEDRIS should be a major format in the coming years), there is a need for meta-data standards. This is under study, for instance by the OMG, the " object management group".

A quick review of the main efforts that should be investigated in order to optimize the collaboration between tests and simulations, one finds:

- the definitions of the VV&A and VV&C processes, as well as the associated repositories, in order to deposit, distribute and update data and models,
- the definitions of conceptual models at domain and application level, as well as the associated standards,
- the search for models of realistic environmental et animation of actors within a simulation (computer-generated forces…),
- the R&T dedicated to the distribution of simulations, depending on the available hardware and software,
- the presentation of the information: this is a common issue for tests and simulation, as we have access today to multidimensional data, and we do not have the means to represent and analyze them easily. Virtual reality could provide an asset to explore such multidimensional spaces.

As a final remark, there is the recurrent issue of the difficult to go from one level of simulation to another (aggregation issues), i.e. a model could not be refined as much as desired, because the obtained results would not be consistent with some of the approximations done. Without adopting an excessive reductionism, such an issue should be moderated, and should rather be seen as a potential direction for research rather than an ontological impossibility, as is it the case too often. Methods taken from statistical physics or numerical quantum physics, where emergence of macrophysics from microphysics is a current issue, should be looked at. The current difficulty to cascade simulations could then be more a consequence of ill-mastered numerical analysis procedures or a lack of adequate mathematical representations.

Conclusion

We have recast the test-simulation problem within the acquisition process and have insisted on the necessity to conduct the various tasks in a coordinate fashion within a master system engineering process. The key for success lies in the integration of models and simulations, test, engineering, with the aim of yielding a shareable information between the various business domains of the system throughout its whole life-cycle.

Simulations and tests are no potential competitors in order to qualify a system during development and production phases, the role in which tests are often relegated. On the opposite, they are both part of an integrated system engineering and profit each other as mutual parts of a global optimization process.

Instead of fearing substitution of tests by simulation, or conversely, it is much more instructive to see them within a virtuous circle. This entails a radical cultural change, where the goal of the test is no longer the system as a product, but as a process. Only by evolving radically our acquisition approach, will we be able to enhance the efficiency of our defense on the operational and economic levels, and to preserve and use (more) smartly an investment of several decades, in terms of sites, means and skills.

MANAGEMENT DES ESSAIS SYSTEME DANS LES PROGRAMMES SPATIAUX

MARC PIRCHER

CNES

Le domaine spatial, comme la plupart des secteurs d'activité technologique, a une notion du « système » à géométrie variable. Dès que l'on doit faire marcher ensemble deux éléments, équipement, fonctions logicielles… l'activité système existe. L'ingénierie système doit couvrir, de la conception à la recette finale, en passant par le développement et les essais, la responsabilité technique du découpage, des interfaces, des jeux d'essais d'intégration et des performances de l'ensemble. On peut dire qu'il y a de l'ingénierie système à tous les niveaux de l'organigramme technique.

Nous traiterons plus particulièrement du système spatial global comprenant le satellite, le centre de contrôle (TM/TC), le réseau émission – réception, le(s) centre(s) de programmation, le(s) centre(s) de production, le centre d'expertise et le lanceur ; à travers divers exemples comme SPOT / HELIOS, JASON, STENTOR, DEMETER …

Une grande partie de ce systèmpe doit être opérationnel dès le lancement, pour garantir la mise à poste. La durée de vie limitée des satellites couplée à la pression des utilisateurs, nécessitent un système complet opérationnel en fin de recette en vol. La couverture des essais doit être suffisante pour autoriser le Chef de Projet à proposer un « vert » pour le lancement sachant qu'il est exclu pendant les phases critiques d'envisager la correction d'anomalies matériel ou logiciel pour lesquelles les procédures de contournement n'aient pas été testées et validées antérieurement. 80 % des essais au sol couvrent des cas de reprise sur anomalie.

Nous allons détailler quelques facteurs clés nécessaires au succès sachant que le risque « zéro » n'existe pas dans notre métier.

Dès la phase de conception, le système doit être découpé en tenant compte de la capacité pour l'équipe système :

- de définir les interfaces le plus tôt possible dans le développement
- de fournir des jeux d'essai de test avec résultats attendus pour chaque entité
- de dépouiller et valider les résultats d'essai

Pour les phases de développement, il faut :

- responsabiliser chaque founisseur et lui donner les moyens de valider et tester sa prestation
- faire comprendre à chacun son rôle dans le système et préparer très tôt le plan d'essai système
- que l'équipe système apprenne le « langage » de chaque fournisseur
- organiser la remontée des « questions au système »

Pendant les phases d'essai,il faut :

- mettre en place des commissions de modification et de traitement des anomalies hebdomadaires au niveau système
- dépouiller les essais
- prévoir dans le planning les essais de non-régression et les reprises d'essai

Nous nous attacherons à illustrer ces principes d'exemples concrèts.

SESSION 1 :
SIMULATION ET ESSAIS (SPECIFICATIONS COMPRISES)
SIMULATION AND TESTS (INCLUDING SPECIFICATION)

1.1. Essais d'ensemble lanceur
Complete Launch Vehicles Test Implementation
C. FEDERICI - EADS Launch Vehicles

1.2. Les Simulation en Réseau: Une histoire de poupées Gigognes et de Travail Collaboratif
Networking of simulations: a success story combining "Russian dolls" and team-work
J.P. TOMASZOWER et G. RIMBAUD - DASSAULT AVIATION

1.3. A380 Avion 0
A380 Aircraft 0
C. AUBERT – AIRBUS France

1.4. De l'utilisation de la plateforme de simulation Juzzle dans le domaine de la transmission télémesure
On the use of the Juzzle Similation Platform for telemetry transmission
G. MENARD – SILICOM GRAND SUD OUEST, A. DUVERDIER – CNES

1.5 Vérification & Validation Système / System verification & validation
G. BEAUGRARD

ESSAIS D'ENSEMBLE LANCEURS

C. FEDERICI, EADS LAUNCH VEHICLES, claude.federici@launchers.eads.net

1. INTRODUCTION

EADS LAUNCH VEHICLES fait partie de la Division Espace du groupe EADS et constitue un des acteurs majeurs de l'industrie spatiale européenne, au cœur des grands projets du transport spatial civil européen et des missiles stratégiques.

La Société intervient à plusieurs niveaux dans ces Programmes, au niveau système en tant que maître d'œuvre industriel ou d'architecte industriel, mais aussi comme responsable d'étages et fournisseurs d'équipements et de produits spatiaux de haute performance.

A chacun de ces niveaux d'intervention, des essais s'inscrivent dans les logiques de développement et contribuent à la qualification. Cet article s'intéresse à la problématique des essais de véhicules complets et propose un tableau de leurs caractéristiques principales, des pièges fréquents et difficultés spécifiques que font naître leur mise en place et leur réalisation, ainsi que des enseignements qui en sont tirés.

2. CHAMP D'ACTION ET CONTEXTE

L'organisation d'EADS LAUNCH VEHICLES comprend une structure chargée des essais systèmes, responsable des spécifications des essais d'ensemble et pilotant la mise en place des moyens et la réalisation des essais.

Cette mission a conduit le Secteur essais systèmes à organiser et piloter différents types d'essai :

- essais en environnement (mécanique, thermique, CEM)
- essais de validation au sol de phases de vol : séparation d'étages, chasse sous-marine par exemple
- essais de fonctionnement des véhicules.

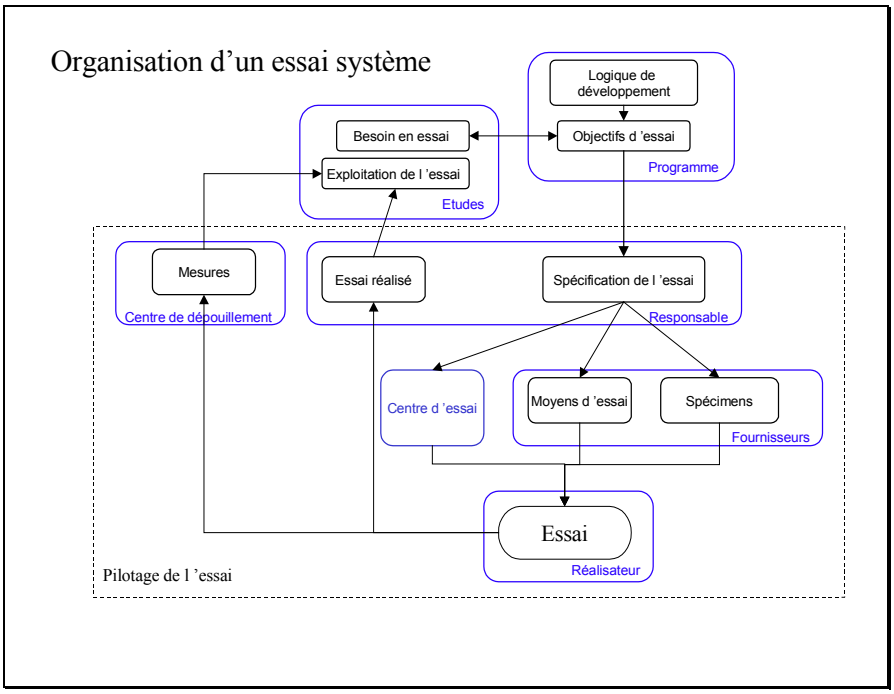
Ces campagnes d'essais ont été menées depuis de nombreuses années en collaboration avec les principaux Centres d'essais Européens du domaine spatial (ESTEC, INTESPACE, IABG) et ceux de la Délégation Générale à l'Armement Française.

Les essais constituent une partie de la justification, soit directement (mesure de performance), soit indirectement (recalage de codes de calcul par exemple).

Ils produisent des résultats qui servent aux services d'analyse système à alimenter le dossier justificatif du système en développement (construction ou mise à jour du dossier des ambiances, caractérisation du comportement global du système, allocation d'ambiances vers les sous-systèmes, etc…).

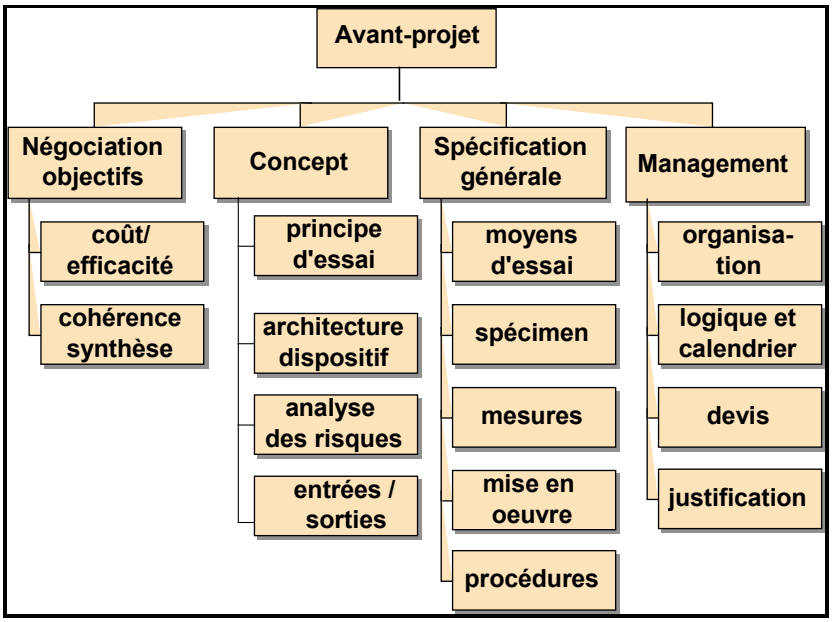
La construction du plan de justification et du programme général des essais qui y participe n'entrent pas dans le champ de l'article, même si le retour d'expérience des essais passés éclaire ce processus et y contribue en permettant d'apporter des éléments de faisabilité, de coût et de durée pour les essais envisagés.

La figure ci-dessous illustre les contours du champ d'action du pilotage d'essai, tel que l'entend le présent exposé.



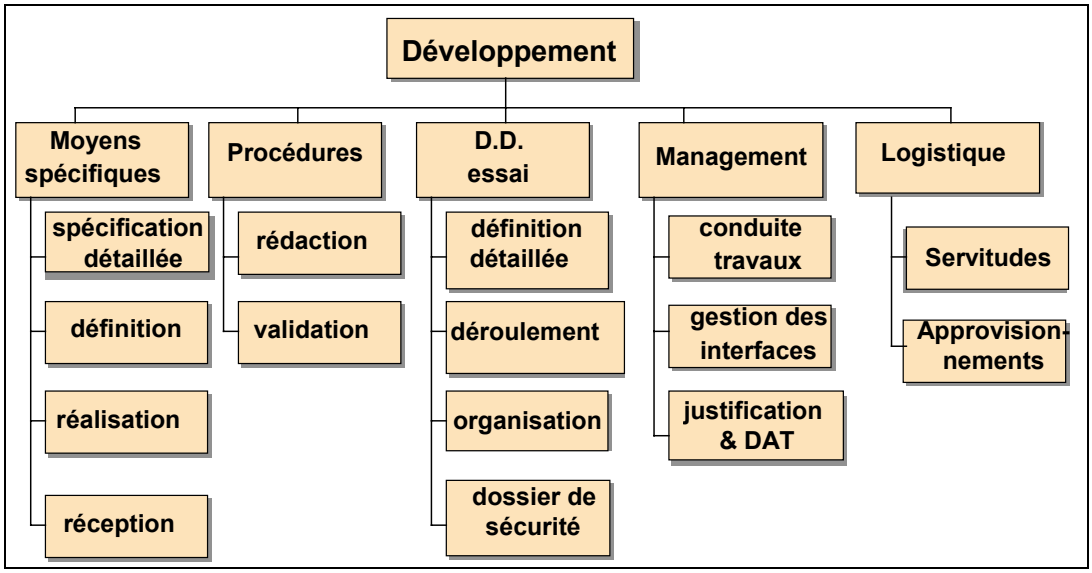
Le cycle d'un essai système se décompose en quatre phases principales : avant-projet, développement, campagne d'essai et opérations post-essais.

L'avant projet est évidemment fondamental dans le déroulement d'un essai, puisque c'est à cette étape qu'est défini le concept de l'essai et ses grands principes. Il se concrétise d'une part par une définition préliminaire du spécimen, des moyens , des opérations à réaliser, et d'autre part, par la mise en place de l'organisation et de la logique de développement de l'essai.

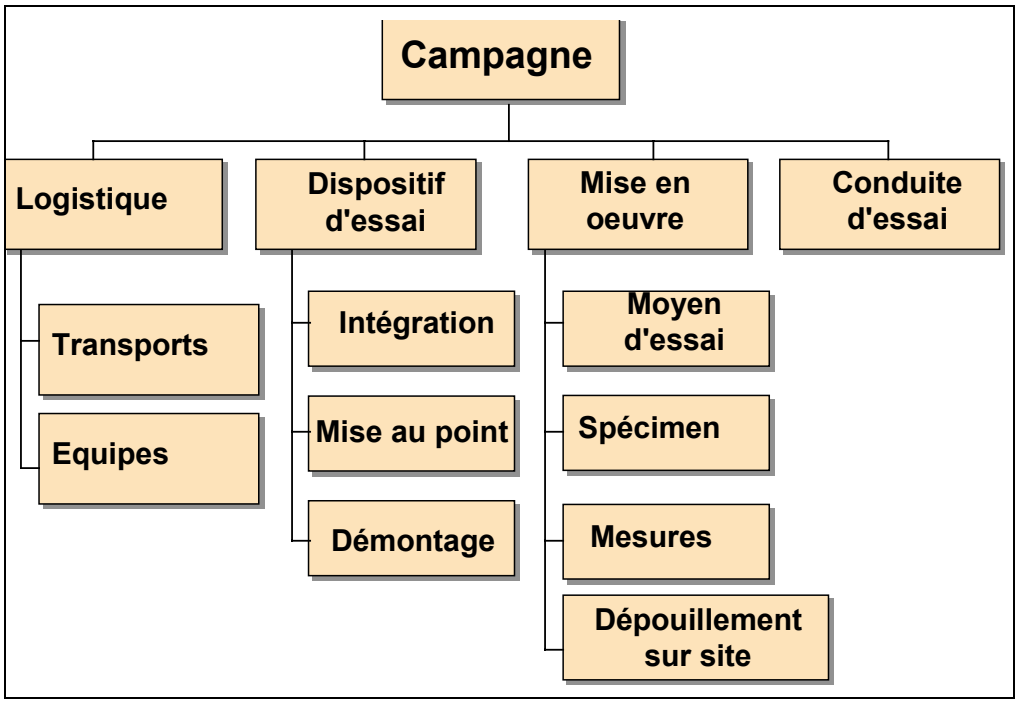


La phase de développement de l'essai se conduit de la même manière que tout projet, d'autant plus qu'elle comporte souvent le suivi de développement d'un ou plusieurs produits : spécimen, moyens, logiciels.

Elle ne doit cependant pas être menée en exclusivité mais en parallèle de la préparation de la phase suivante, la campagne d'essais.



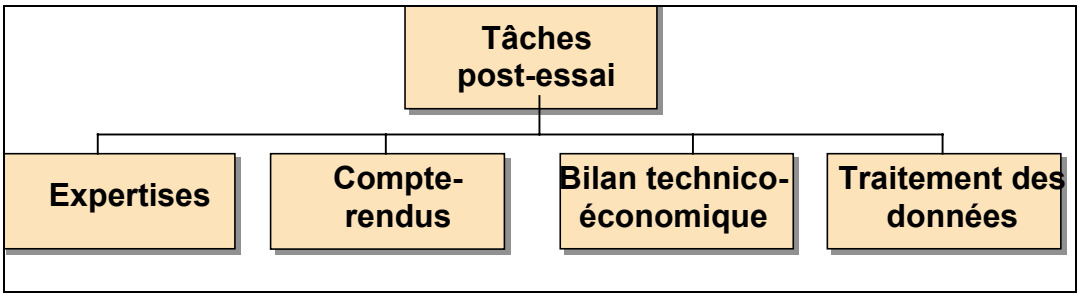
La campagne, phase d'exécution proprement dite, se déroule sur site et s'organise comme suit.



Enfin, les tâches post-essais se terminent par :

- la mise à disposition des données d'essais (mesures, vidéos, relevés, expertises, configurations du système d'essai…)

- la mise à disposition du matériel en état de stockage.



3. PROBLEMATIQUE

Les essais mettant en jeu un véhicule complet nécessitent généralement des moyens complexes et un environnement impliquant une coopération étroite entre l'Industriel et les Centres d'essais appropriés auxquels il fait appel.
La mise en place des dispositifs et des configurations d'essai ainsi que la réalisation des essais sont susceptibles de présenter des difficultés nombreuses et variées, à la mesure de la complexité du véhicule testé.

Ces difficultés peuvent être de nature technique ou liées à l'organisation des travaux.

Malgré la variété des cas rencontrés, certaines caractéristiques générales des essais d'ensemble peuvent être établies :

- les dimensions et la masse du spécimen d'essai sont importantes
- il s'agit souvent de la première utilisation d'un modèle du véhicule
- la représentativité du spécimen par rapport aux modèles de vol implique une mise en œuvre adaptée (sur le plan mécanique, fluidique et/ou fonctionnel) et complexe
- le spécimen est souvent un exemplaire unique
- des moyens spécifiques doivent être développés (de mise en œuvre, de sollicitation, d'interfaces)
- le coût est généralement important, à évaluer en millions d'euros.
- les contraintes sont sévères sur les créneaux d'essai, tant du fait du spécimen (prototype ou maquette très représentative, il s'agit d'un produit coûteux dont le calendrier d'utilisation est optimisé) que de celui du moyen d'essai (compte tenu de la taille du spécimen, il s'agit souvent de moyens uniques en France ou en Europe).
- Le droit à l'erreur peut être nul, dans le cas d'essais du type monocoup (essais de séparation d'étages, essai destructifs, tirs) ou dans le cas d'essais sur un modèle de vol.
- une organisation complexe est à mettre en place (nombreux intervenants) tant en phase de développement que pour la campagne d'essais
- de nombreuses interfaces techniques sont à gérer

- le plan de mesures est conséquent

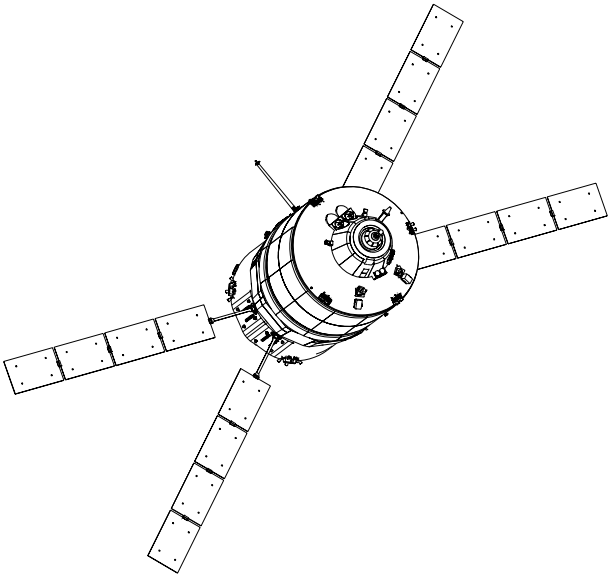
- les essais se déroulent sur site extérieur avec implication du Client (variable)

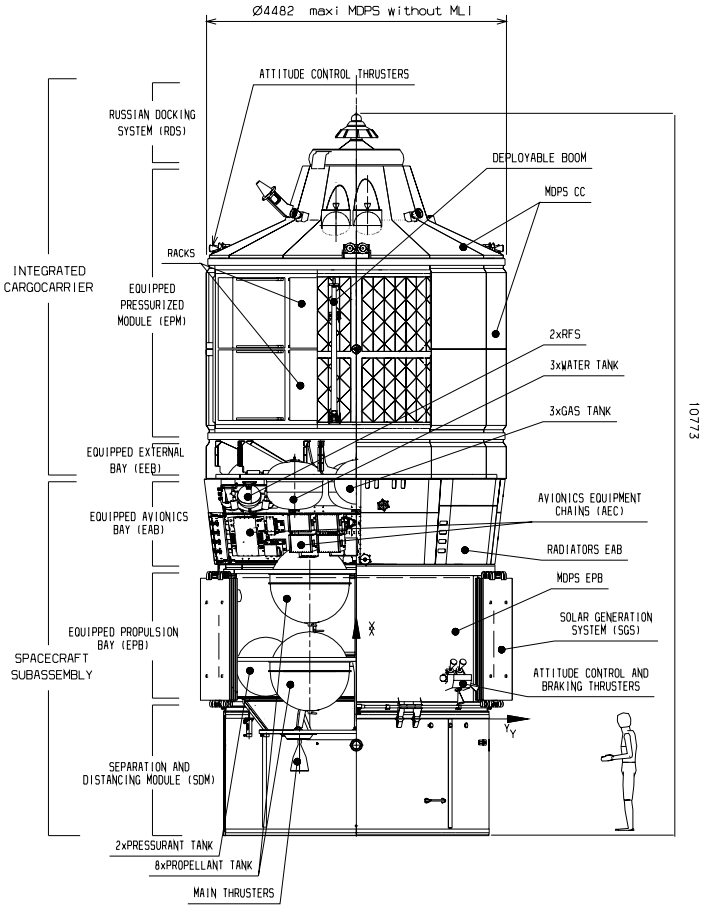
Ces caractéristiques sont bien évidemment génératrices de difficultés potentielles.

4. EXEMPLES DE CAMPAGNES D'ESSAIS SIGNIFICATIVES

4.1 CAMPAGNE STM ATV

L'ATV (Automated Transfer Vehicle), actuellement en cours de développement est un programme ESA. Il s'agit d'un véhicule non habité, lancé par Ariane 5 et permettant de fournir du fret, des ergols, de l'eau et de l'air à la Station Spatiale Internationale (ISS) ; il fournira également un support propulsif pour correction d'orbite.





La maîtrise d'œuvre industrielle pour le développement de l'ATV a été attribuée à EADS LAUNCH VEHICLES.

La maquette « Structural and Thermal Model » (STM) a été utilisée pour une campagne d'essais d'environnement qui s'est déroulée de novembre 2001 à août 2002 sur le site de l'ESA European Space Test Centre (ESTEC), Noordwijk (Pays Bas) ; cette campagne a comporté des essais acoustiques, modaux, dynamiques, de choc, de déploiement de panneaux solaires et des essais thermiques ; elle a permis de réaliser la première intégration mécanique du véhicule complet et la première utilisation des moyen sol mécaniques opérationnels.

Cette campagne qui a atteint tous ses objectifs permet néanmoins de mettre en lumière certaines difficultés caractéristiques des essais d'ensemble.

a) Sur le plan technique

La taille du spécimen (hauteur 10,8 m, diamètre hors tout 4,5 m) et sa masse de 24T (avec adaptateur d'interface) ont entraîné :

- une limitation des centres d'essais possibles : table HYDRA pour les essais dynamiques ; il s'agissait de la plus grosse masse jamais vibrée dans le cadre des Programmes ESA

- une adaptation du spécimen d'essai aux moyens disponibles : pour l'essai Thermique, la hauteur utile de la chambre LSS (Large Space Simulator) étant de 6 m, il a été nécessaire de réduire la hauteur du spécimen tout en respectant les besoins de représentativité thermique).

Le besoin de reproduire un environnement de vol dimensionnant pour l'essai thermique a entraîné la mise en place d'un dispositif d'essai complexe et spécifique à cet essai.

De même, les chaînes électriques de l'essai thermique ont nécessité la mise en place d'une installation particulière comprenant :

- 850 chaînes d'acquisition (Thermocouples)

- 200 lignes de réchauffeurs (, 45 kW installés)

- Baies d'acquisition provenant de 3 systèmes différents (celle de l'ESTEC plus 2 autres développées et mises en place par ELV) pour pilotage et régulation de l'essai.

En outre, il fut nécessaire d'isoler les chaînes qui se trouvaient dans la LSS de manière à minimiser l'impact sur l'environnement thermique du spécimen (protection avec de la MLI, cheminement particuliers des câbles, ...).

b) Sur le plan de l'organisation

De multiples intervenants (organismes différents) ont pris part à cette campagne pour :

Fournir les moyens mécaniques spécifiques (maquettage, adaptateur et socles d'essai)

Fournir les moyens électriques spécifiques (baies de pilotage et régulation thermique)

Fournir l'instrumentation

Fournir les câblages

Fournir les simulateurs thermiques (panneaux de simulation de l'albedo terrestre)

Réaliser l'intégration mécanique

Implanter les capteurs

Réaliser l'intégration électrique

Mettre en œuvre les moyens d'essai

4.2 MAQUETTE DYNAMIQUE ARIANE 5

Dans le cadre des Programmes d'évolution Ariane 5, la configuration Ariane 5 10T a donné lieu à une campagne d'essais de maquette dynamique du Composite Supérieur décidée par le Maître d'œuvre CNES et pilotée par l'Architecte Industriel EADS LAUNCH VEHICLES .

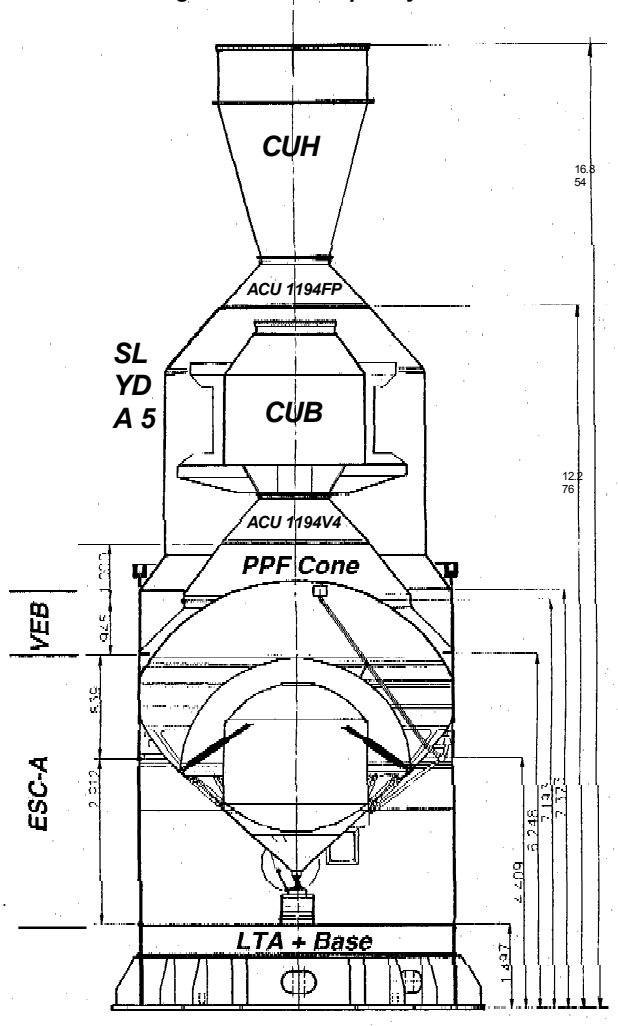
Cette campagne s'est déroulée de mars à août 2001 à IABG (Ottobrun, Allemagne) et a occasionné le premier assemblage (partiel) du composite supérieur dans cette configuration.

Il s'agissait d'essais d'identification modale et d'étude du comportement des effets non-linéaires induits par la réponse des amortisseurs à friction du réservoir d'oxygène de l'étage supérieur cryotechnique.

La maquette était constituée de l'étage propulsif complet, de la case à équipement et des charges utiles représentant une configuration type lancement double (2 satellites + SYLDA 5 + adaptateurs de charge utile) en ordre de vol au décollage (réservoirs d'ergol pleins). La version la plus lourde atteint près de 53 T en incluant le socle assurant l'ancrage au sol de la maquette d'essai et la représentativité de l'interface avec l'étage propulsif inférieur de 22,5T:

Un schéma de la configuration du spécimen de hauteur proche de 17m est présentée dans la figure suivante.

Test article configuration for clamped dynamic tests



Au cours de cette campagne réussie, certains points délicats sont à noter.

Contraintes de calendrier fortes : l'essai se trouve sur le chemin critique du premier vol.

La masse et la hauteur du spécimen limitent fortement les sites d'essai possibles (seuls deux laboratoires ont répondu à la consultation lancée pour réaliser l'essai ; par ailleurs, le manque d'axisymétrie sur un tel spécimen entraîne des mouvements transverse parasites en excitation longitudinale

Les réservoirs sont mis en pression réduite (raison de sécurité) afin de maintenir une rigidité équivalente au composite en ordre de vol ; la gestion de ces pressurisations est complexe, consommatrice de temps.

11 excitateurs dynamiques variant de 300N à 5000N sont utilisés pour identifier par une méthode spécifique d'appropriation modale "multi-point sinusoidal Les points d'excitations sont optimisés par un modèle dynamique prédictif qui permet d'introduire des efforts sinusoïdaux en des points précis et en correspondance entre nœuds du maillage et géométrie physique de la maquette

Un couplage avec sol a été observé malgré un massif de réaction de 500 T

4.3 CAMPAGNE D'ESSAIS M51

Nous nous bornerons ici à évoquer cette campagne d'essais sur une maquette échelle 1 de missile stratégique : elle se déroulera sur un site d'essai de la DGA à partir de la mi-2003 et sera relative à la phase de vie sous-marine du missile.

Trois aspects sont à souligner dans le cadre de notre sujet.

Cette campagne d'essai ne répond pas uniquement à des besoins missile mais également à des objectifs du développement du système de lancement sous-marin, cette dualité pouvant mener à des conflits de priorité.

Un moyen d'essai particulier à échelle 1 et le site associé ont été développés pour cette campagne d'essai de manière à reproduire la phase de lancement.

Une organisation rigoureuse basée sur un protocole est établie afin d'assurer le bon fonctionnement des relations entre la DCE, Directeur d'essai, la DCN et EADS LAUNCH VEHICLES

5. BILAN

De façon générique, les difficultés techniques peuvent être classées dans les catégories suivantes :

- définition des interfaces techniques
- définition des performances précises et des limitations d'emploi des moyens et des installations d'essai
- première intégration et /ou mise en œuvre du véhicule, et ceci dans un environnement spécifique
- connaissance des performances ou du comportement du véhicule testé

Les points délicats liés à l'organisation relèvent, quant à eux, des domaines suivants :

- répartition des tâches
- contraintes de calendrier
- processus d'information réciproque
- fonctionnement opérationnel des équipes
- processus de décision pendant les essais

6. CONCLUSION

Les enseignements tirés en interne de ces différentes campagnes sont nombreux et se traduisent en particulier par :

- l'identification d'une compétence spécifique relative à la conduite des essais d'ensemble
- l'adoption d'une démarche rigoureuse dans le pilotage de ces essais, démarche basée d'une part sur les processus de conduite de projet et, d'autre part, sur l'introduction de points clés spécifiques dans la logique des activités
- le souci d'un dialogue permanent et approfondi avec les Centres d'essais, initié le plus tôt possible
- la volonté d'assurer une cohérence système entre les différents sous-systèmes et avec les objectifs des essais, dès le début de la spécification de ceux-ci.

DASSAULT AVIATION — Division DÉFENSE

Au cœur des simulations de prototypage
Une communication à « Effet Gigogne »

Jean-Pierre TOMASZOWER / Guillaume RIMBAULT
DASSAULT-AVIATION
Direction Technique Numérique Moyens de Simulation "OASIS"

Résumé

Dassault-Aviation développe des simulateurs d'études pour les systèmes de navigation et d'armement des avions militaires et l'avionique de nouvelle génération des avions civils. Dans les deux cas, une architecture informatique basée sur des protocoles de communication réseau est mise en œuvre. Cette architecture permet de déployer les simulateurs suivant les besoins sur une plateforme unique, en environnement distribué, au sein d'une fédération de simulateurs. C'est l'effet d'échelle.



Sommaire

- Contexte
- Moyens associés
- Architecture Interne
- Outils connexes
- Notions d'interopérabilité
- Conclusion

Contexte

Dans le cycle de vie des avions,, DASSAULT-AVIATION utilise la simulation pour prototyper, concevoir, valider, présenter et promouvoir les systèmes.
Les simulateurs décrits dans cette présentation couvrent plusieurs domaines d'utilisation.

- *Etude*, destiné aux ingénieurs du bureau d'étude permettant de prototyper et valider avec le concours de pilotes et d'ingénieurs d'essais des solutions concernant les systèmes avion.
- *Briefing*, utilisé par les pilotes et ingénieurs d'essais afin de présenter le système aux clients avant un vol.
- *Promotion*, contribuant à l'obtention de contrats sur les marchés internationaux.
- *Salons Internationaux*, montrer le « Savoir Faire » de la société dans l'intégration des systèmes sur les avions civils et militaires.

Moyens Associés

L'architecture utilisée repose sur des composants réseaux standard et des postes clients PC.
Le matériel actif réseau est du type Switch 10/100 Mb supportant une organisation en réseaux virtuels.
Les plateformes utilisées pour réaliser les simulateurs ont massivement migré ces dernières années sur les architecture PC Windows et Linux *(Exposé DASSAULT-AVIATION au salon ETTC 2001*).
Le PC utilisé comme « élément de base » des simulateurs est actuellement équipé des composants suivants (*coût environ 3000 €*) :

- Processeur Intel P4 2.4 Ghz
- Mémoire 1Go
- Carte Graphique NVidia Quadro4.

La projection matérielle est modulable en fonction de l'utilisation du simulateur sur les cibles suivantes :

- Elément de Base + pilotage de l'interface à la souris.
- Elément de Base + périphériques de pilotage du commerce
- Elément de Base + périphériques de pilotage réels + intégration dans une Mini Cabine.
- N x Eléments de Base + intégration dans une cabine échelle 1 ergonomiquement représentative.





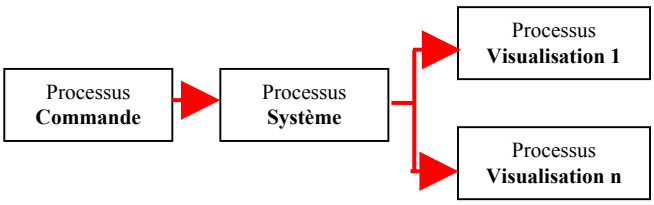
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Architecture Interne

Afin de répondre à la contrainte de projection matérielle, les simulateurs sont réalisés suivant une architecture de communication InterProcessus.
Les simulateurs réalisés dans le cadre d'une activité amont comme le prototypage rapide, n'intègrent pas d'éléments du hardware avion autres que les éléments de pilotage. L'ensemble des fonctionnalités modélisées est réalisé de manière software.

Processus de la simulation :
Les fonctionnalités élémentaires sont implémentées par les processus suivants :

- ***Système*** L'objet de ce processus est d'élaborer l'état de la plateforme modélisée par son système de navigation (*et d'armement dans le cas des avions militaires*). Ces informations sont élaborées à partir des différents capteurs (*Radar, Radio Navigation …*) des commandes de pilotage et de contrôle.
- ***Commandes*** Ce processus collecte l'ensemble des commandes produites par l'Interface Homme Machine (*manche manette, boutons de commandes*) et les transmet au processus *Système*.
- ***Visualisations*** Cette fonctionnalité est assurée par autant de processus que d'écrans modélisés dans le cockpit. Ces processus servent à présenter au pilote l'état du système. Ils sont graphiques et s'appuient sur du code OpenGl compatible avec les cartes graphiques utilisées.



Processus de l'architecture :
Les processus de simulation communiquent entre eux sur les couches Socket Ethernet en mode multicast. Cette technique permet de contrôler les informations transmises et donc le flot de données circulant sur le réseau dédié ou sur la machine lorsque la simulation est déployée sur une seule machine.
L'ensemble des processus de la simulation est synchronisé par un processus maître. Un autre processus de l'architecture permet de surveiller le déroulement du mode de synchronisation.

- ***Scheduler*** Ce processus permet de régler la fréquence d'exécution des processus de la simulation. Le processus *Système* peut par exemple *tourner* à 50 Hz ainsi que le processus *Commandes* alors que certaines Visualisations peuvent n'être appelées qu'à 10 Hz.
- ***Chronogramme*** Ce processus permet de surveiller l'exécution des processus de simulation en affichant sous forme graphique un échantillon, sur quelques centaines de périodes, des temps d'exécution.

Outils Connexes

Le mode de communication utilisé, socket en mode multicast, offre la possibilité d'écouter et d'enregistrer les trames circulant entre processus. On peut ainsi enregistrer les trames émises par le processus *Système* vers les processus de *Visualisation*. Cet enregistrement est peu consommateur en ressources de la machine et peut donc s'exécuter lorsque la simulation est pilotée. Ceci permet de stocker sur disque des phases démonstratives des fonctionnalités du système sans perturber le déroulement d'un scénario précis de pilotage.
Il est possible en temps différé de rejouer les trames enregistrées du processus *Système* sans que ce processus ne soit activé. Les *visualisations* seront alimentées par les trames ainsi réémises.

Une conséquence de ce mode de fonctionnement est la capacité de créer un enregistrement vidéo « *Haute Définition* » de la simulation.
La méthode utilisée est la suivante :

- Synchroniser *« pas par pas »* l'émission des trames *Système* vers les *Visualisations.*
- Capturer le contexte graphique des *Visualisations* affichées sur l'écran (*image au format 1280x1024 pixels*).
- Stocker dans une capsule au format standard PC (*exemple vidéo au format AVI*) les images compressées par un encodeur (*exemple codec DivX*)

Si l'on choisi d'enregistrer toutes les images, on obtient à la définition 1280x1024 une séquence vidéo standard PC à 50 images par secondes.

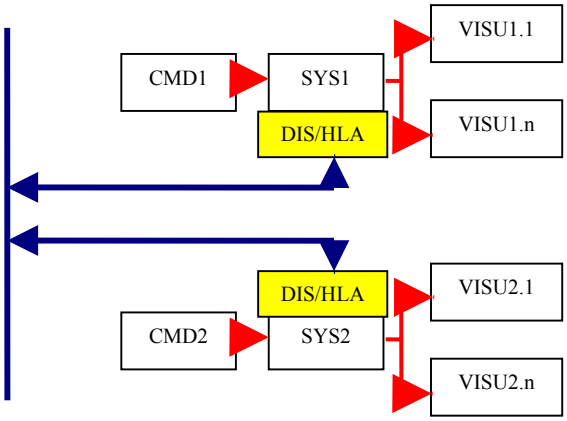
Notions d'Interopérabilité

Nous venons d'aborder l'architecture utilisée au cœur d'un simulateur. Cette architecture peut être généralisée à la communication entre plusieurs simulateurs. Ceci permet alors de simuler des actions complexes d'échanges d'informations entre des avions. Il est possible d'ajouter autant de participants, simulateurs dédiés à une modélisation donnée, que nécessaire à la modélisation globale d'un scénario.

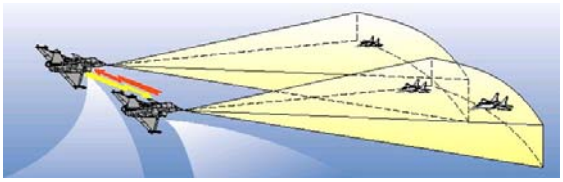
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

C'est à une échelle supérieure à celle de la distribution d'un simulateur sur plusieurs PC, un nouvel Effet Gigogne.
Dans ce cas l'utilisation d'un réseau de simulateurs dits « *Interopérables* » est mise en œuvre. Nous avons vu qu'au sein d'un même simulateur les échanges d'informations entre processus s'effectuent par un protocole de communication réseau. Dans le cas de l'interopérabilité des simulateurs, les échanges de données sont normalisés (*Standard DIS ou HLA*) et permettent aux simulateurs d'échanger des informations concernant par exemple leur position géographique, d'encapsuler dans le protocole de communication des informations du type liaison de données, radio etc…

L'architecture pour 2 simulateurs de systèmes avion est alors la suivante :



Les cas d'utilisations dans le cadre des avions militaires traitent par exemple de l'échange de données entre avions d'une patrouille ou encore de transmission d'informations entre un Centre de Commandement embarqué et un appareil en mission.





Conclusion

La réalisation de simulateurs ou de combinaison de simulateurs coopératifs nécessite une architecture d'accueil facilitant les déploiements.
L'architecture présentée dans cet exposé répond au critère de modularité.
Ce critère permet de réaliser des simulateurs sur de simples postes PC du commerce avec une architecture interne capable de distribuer cette même simulation sur plusieurs postes et de l'intégrer dans un environnement représentatif de l'ergonomie du poste de pilotage dans les cabines à échelle 1.

Par ailleurs les besoins de simulations allant grandissants avec la complexité des systèmes à modéliser, il est nécessaire que les Simulateurs puissent communiquer entre eux au sein d'un exercice complet intégrant plusieurs Simulateurs.
Cette généralisation est rendue possible par l'adoption de protocoles de communication standard.

Aujourd'hui la réalisation de simulateurs est de moins en moins contrainte par l'utilisation des matériels spécifiques et de plus en plus liée à l'utilisation des réseaux et des architectures permettant d'assembler rapidement les pièces d'une modélisation.



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

AIRBUS AIRCRAFT 0

C.AUBERT

AIRBUS INTEGRATION TEST CENTRE

1 Introduction

The aim of this document is a presentation of AIRCRAFT 0 concept which is a general system integration of parts and equipment of a new aircraft on ground. An overview of the general development context and a general architecture are explained.

In 1995, the A400M System Test Policy was initially defined and proposed by AIRBUS . This policy was based on the introduction of the "Aircraft –1" and "Aircraft 0" concepts which have been proven to be the most efficient ways to integrate systems in an aircraft program.

These concepts proposed, at different phases of Aircraft design, an extension at aircraft level of system integration principles already applied by AEROSPATIALE with regards to the perimeter of its worksharing in A320 and A340 programs.

For A380 an early integration was retained as a major way to improve the efficiency of the development considering the novelties of A380 systems and the important interactions intersystems which are generated by the AFDX communication network and the new interactive cockpit dialog with systems.
The industrial context AIRBUS where all the ancient partners are integrated into the same entity privilege also the integration.

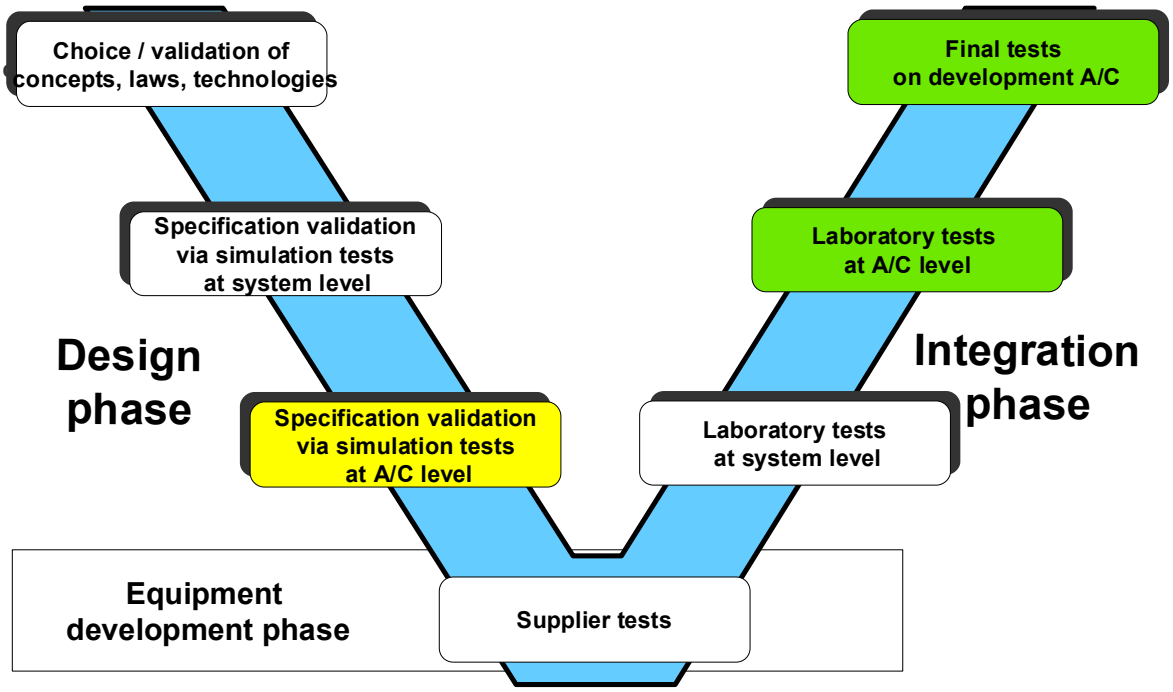
Finally ,it was agreed between the different actors that these concepts will be applied firstly for A380 program.

2 Overall process

The global objectives are to contribute to the reduction of aircraft system development cycles and costs and to improve the maturity of these systems at Entry Into Service of the aircraft.

It consists in validating the systems design and integrating the systems in the most pertinent environment as soon as possible in the development process.

The different phases of the development of the aircraft are shown in the following figure.



Each phase of the development (system design, equipment development, system integration) is composed of different stages.

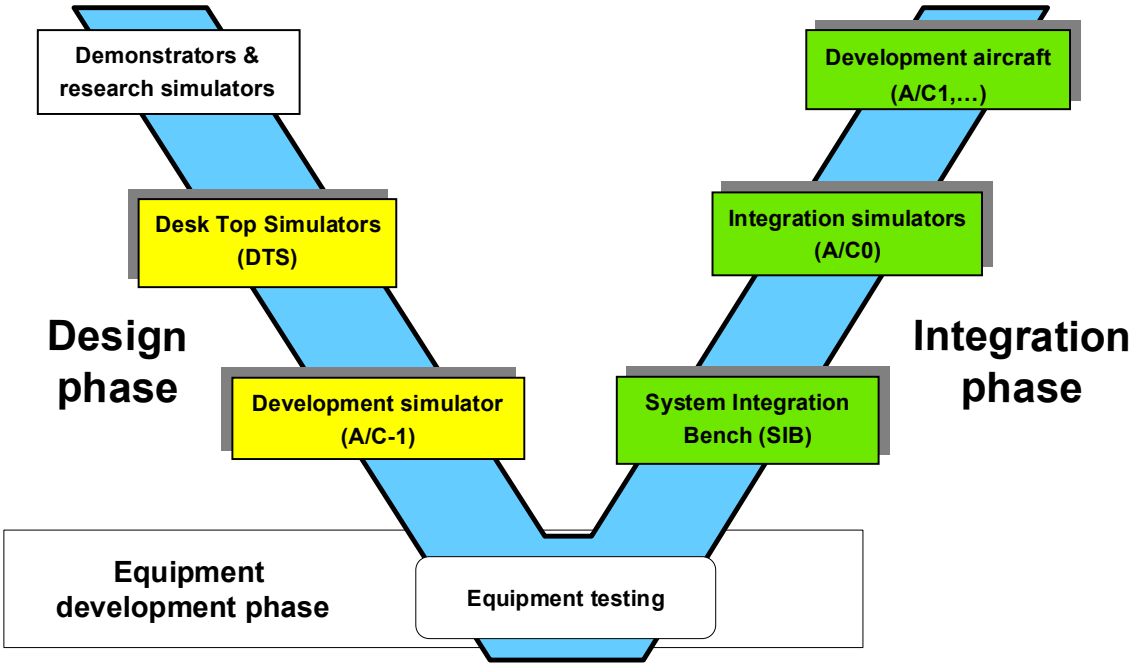
Two stages are particularly important concerning this process:

- specification validation via simulation tests at aircraft level, supported by the introduction of the “aircraft –1” (A/C-1)
- integration tests at aircraft level, supported by the introduction of the “aircraft 0” (A/C0)

These stages allow for:

- systems design and product V&V consolidation at aircraft level early in the development process without having to wait for the development aircraft (A/C1).
- optimization of development risks management.

So, different test tools shall be developed at each stage in order to answer in a technical and cost effective way to the respective test objectives.



3 A380 A/C0:

3.1 General objectives

The general objective of A/C 0 is to perform global system integration at aircraft level of the real parts of the different aircraft systems. This activity also aims at:

- preparing and supporting the flight tests. It ensures the safety of the first flights.
- alleviating validation performed during flight tests
- supporting qualification and certification process (failure cases for instance)
- improving aircraft maturity at entry in service
- Supporting aircraft in service life by examination of incidents or accidents, validation of modifications and integration of new systems.

System integration must cover varying aspects:

- Operational aspects as human factors, maintenance, safety, …
- Functional aspects to check that systems behaviour is as expected.
- Environment aspects as Electromagnetic Compatibility, lightning protection,

3.2 A/C 0 General architecture:

A/C 0 is only a concept, test facility A/C 0 doesn't really exist.
Its application consists in capability of coupling together several already existing test facilities. Each of them can be considered as sub parts of A/C0. The A/C0 perimeter is adaptable and variable with regards to the required test representativity.

The concerned sub parts are:

- Integration simulator
- Iron bird: Integration Bench dedicated for Flight Control system, Hydraulic system, Electrical system
- **S**ystem **I**ntegration **B**ench as Communication and navigation SIB, Engine SIB, Anti Ice SIB

Due to the complexity of the systems, the numerous tests to be performed and the limited time dedicated for tests, these means can be used independently to allow a more important test capacity and a quicker progress of the development work.
The coupling between several means is realised only when it's necessary to cover the objectives of tests.

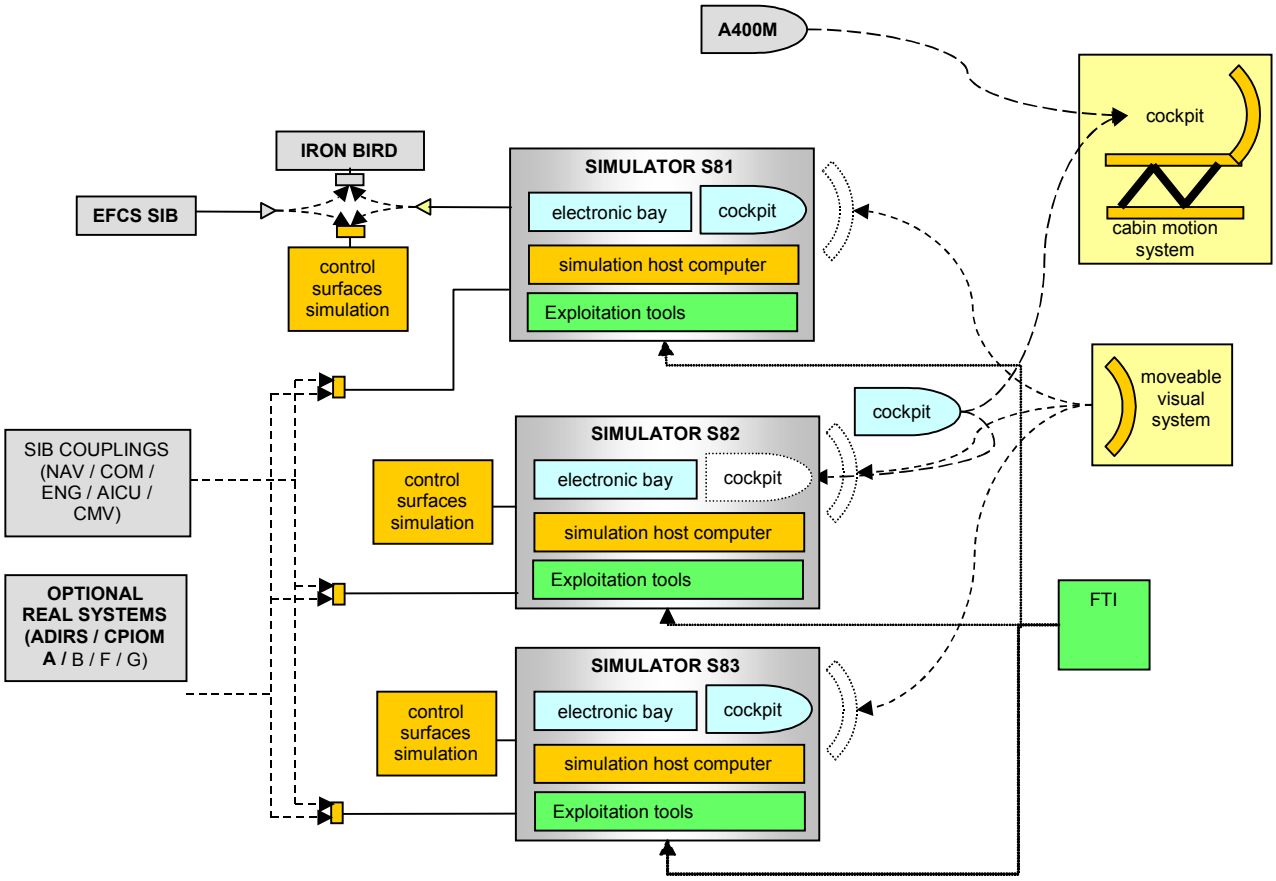
Another way to apply this concept is the implementation on the integration simulators of representative system models, designed, manufactured and validated by the aircraft system responsible itself.

3.3 Design directives:

The A/C0 is a representative physical integration assembly of the A/C systems meeting the following specifications:

- Basic systems must be present (a maximum of calculators shall be present).
- Aircraft real time simulation (flight loop, aerodynamics, engines, systems or parts of systems, which cannot be real) must be representative.
- For some specific tests (at system and not at aircraft level), real systems may be disconnected. In this case, they must be simulated.
- A cockpit which is equipped with all real equipment (avionics, seats, controls...) must be installed, visibility diagrams must comply with.
- The equipment must be physically installed at same location as on aircraft (avionics bay).
- Wiring and systems connectors must be the same as on the aircraft (except for test connectors); lengths must be comply with.
- Test representativity may be improved by a visual system and a cabin motion system.
- Each designer must supply its own simulation necessary to adequately replicate the system for the test facility.
- The same **F**light **T**est **I**nstallation as for Flight Test A/C is installed and it contributes to its validation before A/C1 first flight . So, to improve test efficiency, the working method for test exploitation is the same for ground tests and flight tests.

3.4 Architecture of A380 Simulators:



There are 3 integration simulators named S81, S82 and S83, they are identical:

- S81 only has the capacity of coupling with Iron Bird
- S82 only has the capacity to be set on cabin motion system
- Each of them has the capability to integrate A/C real and/or simulated systems according to test needs
- one mobile visual system could be connected to each of them
- A control surface simulation means is available for each simulator and is connected when there is no coupling with Iron Bird.
- Each of them has SIB coupling capacities: NAV/COM, ENGINE, AICU, CMV
- Real systems optional use is possible (ADIRS / CPIOM A, B, F, G)
- FTI (Flight Test Installation) is shared between the 3 simulators

Simulators is constituted of:

- Equipped cockpit: cabin , equipment, seats …
- Simulated natural aircraft flight loop: aerodynamic, engine comportment, …
- Simulated environment: atmosphere, Navaids, visual, …
- Avionics bay with calculators: Warning and visualisation, Flight management, Flight control, …
- Simulation computers and hardware Interfaces which assume the communication between the simulated world and the real equipement.
- Exploitation tools for printing, recording …

3.5 Architecture of A380 Iron BIRD.

The IRON BIRD is the physical integration of vital aircraft systems such as

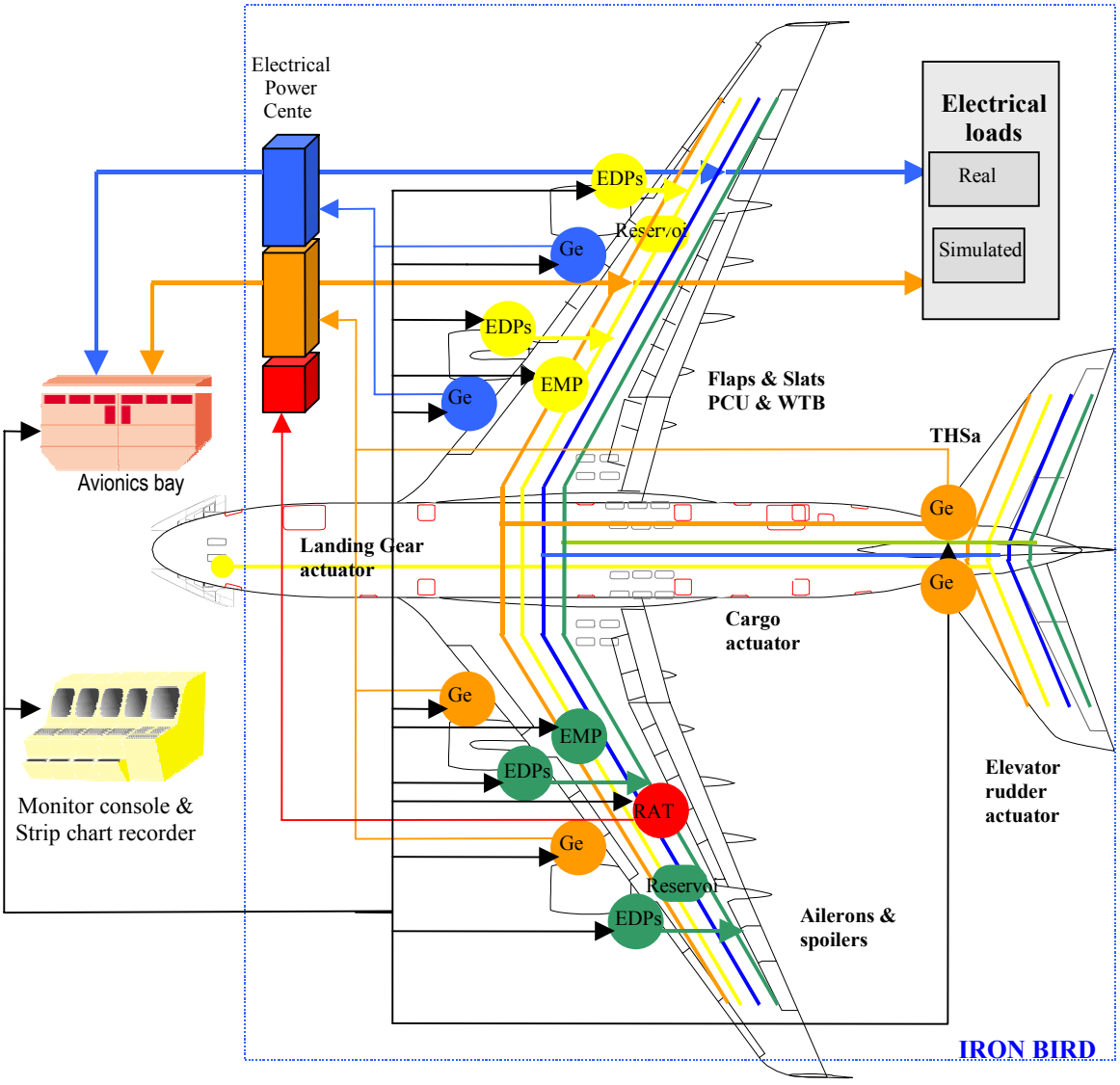
- electrical power,
- hydraulic power and
- flight control system.

For space saving, the wings are folded to lie parallel to the fuselage systems.

The first serial components of A380 aircraft parts and equipment are dedicated for IRON BIRD: hydraulic pipes, feeders, electric cables, actuators, controls …
The IRON BIRD will be constituted with real aircraft components, manufactured by serial process. So, this first integration early in the program permit to valid wiring drawings, mechanical drawings and production process.

For synergy improvement, the teams in charge of A/C manufacturing realise the first integration on A/C 0 (nose, fuselage, and wings…).

Aircraft hardware as Integrated drive Generators and/or hydraulic pumps which would normally be driven by the aircraft's engines, is driven by industrial electrical motors.
The hydraulic and/or electrical actuators are powered respectively by hydraulic and electric system and move the "control surfaces".



3.6 A380: Models

In order to support the definition and the development of simulation models a centralized entity is in charge of A380 model management.

An AIRBUS Procedure : AP2633 is applied (Integration and Exchange of Simulation Models The scope of the AP2633 is “Requirements and guidelines to support the development of simulation models, and environments.

The objective is to optimize the definition of models architecture in order to minimize their multiplication, to warranty their representativity and optimize their reuse on the different test means (DTS, A/C-1, SIB, A/C0)

The fundamental principles driving the AP2633 are:

- Each designer will provide simulation model(s) of systems and/or area of its responsibility throughout the whole A/C life cycle
- The simulation models shall reflect the system architecture (modularity)
- The organization of the models shall be based on the A/C architecture

Different subjects are covered by the AP2633:

- interface of the simulation model to the (simulation) environment & vice versa
- additions to models to allow integration
- methods for exchange of simulation models
- process in terms of model development and integration

4 CONCLUSION :

Initially, AIRCRAFT 0 was a concept resulting of AIRBUS reflection after the development of the A320 and A340 programs, to improve the efficiency of a new aircraft development
Now, the practical application of A/C 0 concept is in progress on A380 the program.
Regarding the backlog of experience on this kind of integration on the previous programs, this extended scope of integration has been proven to be the most efficient ways to integrate systems in an aircraft program.

So, in the early stages of the development phase, more than one year prior to the first flight, the A/C0 will be in place and thousands of development “flight hours’ will be accumulated

Considering the novelties of A380., AIRBUS A/C 0 renders this new aircraft a maturity that without such a tool could be achieved very costly with the real aircraft during its initial flight test period

ON THE USE OF THE JUZZLE SIMULATION PLATFORM FOR TELEMETRY TRANSMISSION

Gilles MENARD – gmenard@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Alban DUVERDIER – alban.duverdier@cnes.fr -
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 4

ABSTRACT

This paper describes a new open source tool to simulate a transmission chain: JUZZLE. The interest of this freeware is shown in the particular case of a satellite telemetry transmission.

INTRODUCTION

Before the realisation of a telemetry equipment and during all its development, simulations of the transmission chain are necessary to confirm the obtained results. These simulations have to evolve all along the project and to replace step by step specified parameters by measured components.

Two main problems are then encountered: the chain re-use and the integration of various type and origin elements. These problems are in general resolved using standard programming language as C or JAVA, version management of all data and comments being mandatory. The use of a specific software is avoided, versioning system and licences introducing difficulties to modify the chain or interface new elements which may be developed by an independent team.

When a chain is simulated directly in C or JAVA, the project manager has to ask for a common programming procedure which is always difficult to follow.

The paper introduces a new open source tool: JUZZLE. Its major contributor is nowadays SILICOM, which uses it to interface easily complex simulators.

Thus, JUZZLE allows to implement a transmission chain in C or JAVA with automatic version management of all data, comments that can be exported in Word or HTML, common format of inputs and outputs that allows simple interfacing… Moreover, it is designed to manage simultaneously multiple simulations on various platforms.

JUZZLE is a freeware written in full JAVA, based on SUN's SDK (Standard Development Kit) V1.4.1., and is therefore fully portable from one environment to another (WINDOWS, LINUX, SUN, HP, SGI,…).

The interest of this freeware is shown here in the particular case of a satellite telemetry transmission realised together by SILICOM and CNES. The first part deals with general features of JUZZLE, independently from telemetry aspects. The second part deals with the implementation in JUZZLE of specific elements associated to physical layer. The third part presents a telemetry transmission chain implementation and simulation using JUZZLE.

GENERAL PRESENTATION OF JUZZLE

GENERALITIES

This section is dedicated to a general presentation of JUZZLE.

JUZZLE is a freeware written in full JAVA, that makes it fully portable from one environment to another.

JUZZLE is an integrated simulator design and exploitation tool applicable to any domain. A simulation has only to be designed as data exchanged between modules, each module performing a specific process.

In JUZZLE, data exchanged between modules are seen as objects, an object being either a Boolean, a number, a complex number, a spectrum, or any other object related to a specific technical area.

A module may be developed either using JAVA, C, Fortran and MATLAB languages.

A final user is then able to define his own simulator by connecting modules and tuning module parameters. After its creation the simulator can be exploited in three different ways. The first method is a unitary basic execution. The second method is a case study where user defines precisely a list of cases (parameters of cases are known precisely). This method leads to exhaustive lists of results. The third method is a statistic study where input parameters can be defined using random laws. Using this method, the study outputs are synthetic statistic results computed using every simulation run.

These simulations can be done on local machine, in a batch or using network connected machines, this last case corresponding to an independent case study.

Many other functions are provided in order to secure and share simulation data:

- User management supporting profile definition.
- Version management of all data (including simulation runs with parameters and results) using repositories. For each simulation executed, parameters, results and reports can be saved.
- Full shared environment for tips exchange between JUZZLE users.

General Graphic User Interface of JUZZLE is as follows

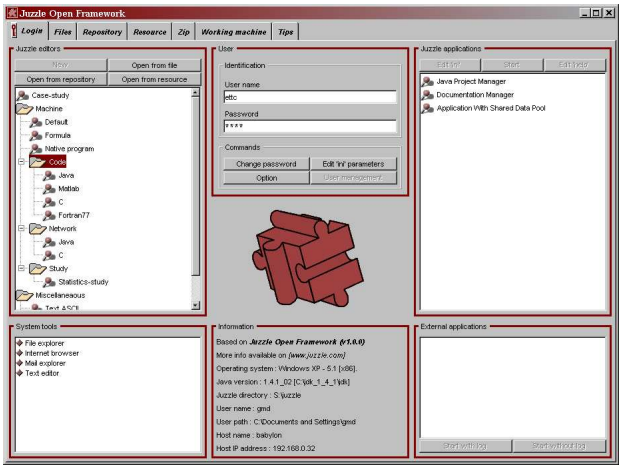


Figure 1 : General JUZZLE Graphic User Interface

SIMULATION TOOLS

Hereafter list provides general functions allowing to elaborate a simulation tool with JUZZLE:

- Simple formula simulator computing results directly from mathematical formulas with input parameters.
- Development of a specific simulator via direct coding. JUZZLE is then considered as an integrated development environment. Supported languages are Java, C, Fortran and MATLAB. User is responsible for writing algorithm codes and JUZZLE generates automatically code permitting to

retrieve parameters and storing results. Main advantage of this way is that user has only to focus on algorithms and hence leave to JUZZLE the management of parameters/results interface and graphics user interface.

- Definition and tuning of a simulator connecting elementary modules to each other:

  - Development of each module in JAVA or C,

  - Definition of the structure (choice and connection of the modules),

  - Definition of module parameters, global parameters and results to save,

  - Simulator tuning and debugging a using specific Graphical User Interface. The interface permits to probe, process and display graphically data exchanged between modules,

  - Optional creation of a separated executable corresponding to the simulator.

- Encapsulation of simulators developed using C or FORTRAN by means of a file interface for parameter specification.

In the context of this article, a simulator was developed using C based modules, each module performing an elementary function and exchanging numerical data with other modules.

Graphic User Interface of JUZZLE for a C based module simulation is as follows

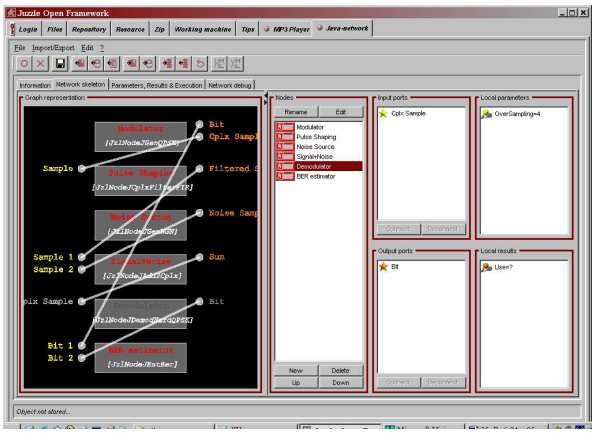


Figure 2 : Graphic User Interface of JUZZLE for a C based module simulation

EXPLOITATION TOOLS

Beside simulation tools allowing to compute results from parameters, JUZZLE provides also exploitation tools to build case studies and statistic studies.

A study on a JUZZLE simulator uses two kinds of parameter variations:

- Case Study defines precisely parameters variations with simulations runs explicitly defined.

- Statistic Study is feeding simulator parameters with random laws (uniform, Gaussian…).

Furthermore, users have the possibility to execute studies using one or several computers. Thus, hardware resource can be optimised, JUZZLE being responsible for distribution and gathering of computation units.

Graphic User Interface of JUZZLE for a study case is as follows

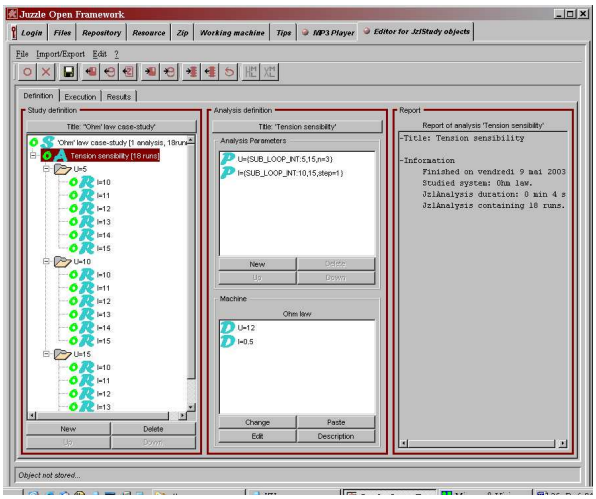


Figure 3 : Graphic User Interface of JUZZLE for a study case

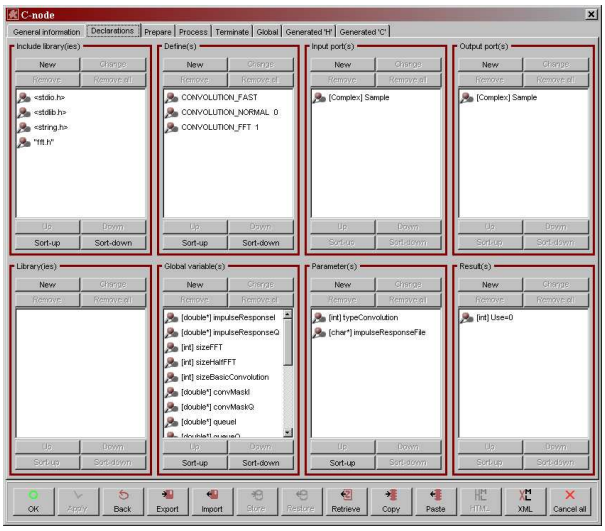


Figure 4 : User interface for module declaration

PHYSICAL LAYER SIMULATION WITH JUZZLE

MODULE APPROACH

In order to ensure independence between modules, a strategy has been established for data communications: Each module intends to operate a specific function of the transmission chain. The modules are then called successively and iteratively.

To implement a module, the user has to declare in a specific window:

- Includes, defines, external libraries needed for algorithm codes

- Global variables that are kept during all the simulation

- Data intended to be exchanged via input and output ports

- Parameters and results associated to the module

Graphic User Interface of JUZZLE for module declaration is as follows

Afterward, the algorithms are written using three different functions:

- Preparation : This function is called at simulation start in order to initialise each module. For instance, for a filter, some coefficients are computed before any processing and kept between successive calls.
- Process : This function is called as many times as necessary. The skeleton for this function is always the same : first, analysis of data amount available at input (if any) and free space at output, second, decision if computation can be performed and third, production of new data to output ports.
- Termination : This last function is called when simulation is finished to allow each module to build synthesis results or to clean resource (memory de-allocation for instance).

BUFFER MANAGEMENT

For being able to perform computation, module needs data from input buffer(s) and

free space in output buffer(s). Sizes of input buffers depend on operation performed by other modules and cannot be foreseen.

Taking into account amount of data that can be read and free available space, the module is able to operate some computations. In general, it does not consume all input data nor use all available output space. If any data located in input buffer is not consumed, it will be processed in a prior way at next module call.

This operating mode ensure the data continuity between modules: There is no loss of data.

Data and free space management in a JUZZLE module is as follows

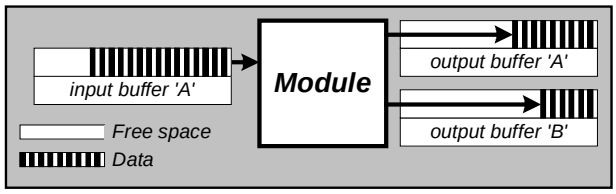


Figure 5 : Module buffers

APPLICATIONS

Coding / Decoding

The specificity of coding or decoding modules is rate change. The size of the buffer has to be chosen equal to the minimum in bits of the data available at input and the free space available at output, taking into account bit rate ratio.

For convolutional codes, delays appear at transmitter (code memory) and at receiver (Viterbi path length). These delays are undertaken by a shorter first amount of produced data in the output buffer.

Modulation / Demodulation

As the previous modules, the modulation and demodulation modules introduce rate changes.

Filtering

Filtering modules introduce not only but also processing constraints especially when developed for accelerating computations.

One of available techniques is to use fast convolution 'Overlap And Add' method. Principle of this method is to perform convolution by signal blocks constituted of 2^n samples.

Let us consider, for instance, that filtering module needs to operate blocks of 1024 samples. Noting 'N_{in}' the number of samples available in input buffer and 'N_{out}' the number of samples available in output buffer. As module can only process blocks of 1024 samples, the number of blocks that can be processed is the minimum of $N_{in}/1024$ and $N_{out}/1024$.

Obviously, some of input samples may not be processed and all free space in output buffer may not be used.

Hereafter figure describes an example with numerical data

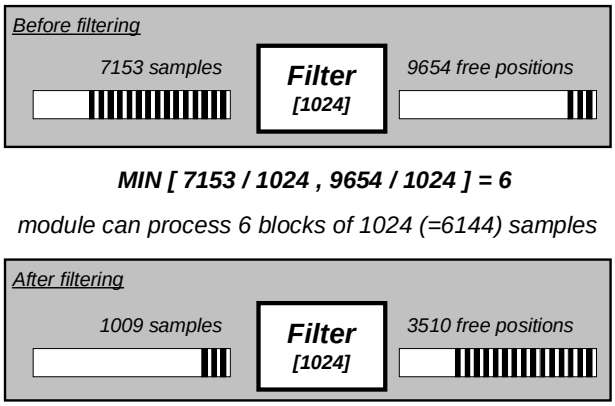


Figure 6 : Buffering example for filtering module

IMPLEMENTATION AND SIMULATION OF A TELEMETRY TRANSMISSION CHAIN USING JUZZLE

CHAIN DESCRIPTION

In this paper, we propose to illustrate the use of JUZZLE implementing a simple telemetry transmission chain based on a convolutional code (r = 1/2, k = 7) modulated by a QPSK (Quaternary Phase Shift Keying) square root raised cosine filtered (roll-off 0.35) [1]. This way, we show the implementation of most current modules in transmission chains: coders, modulators, filters, white noise addition, bit error rate computation…

Hereafter figure describes the transmission chain that has to be simulated

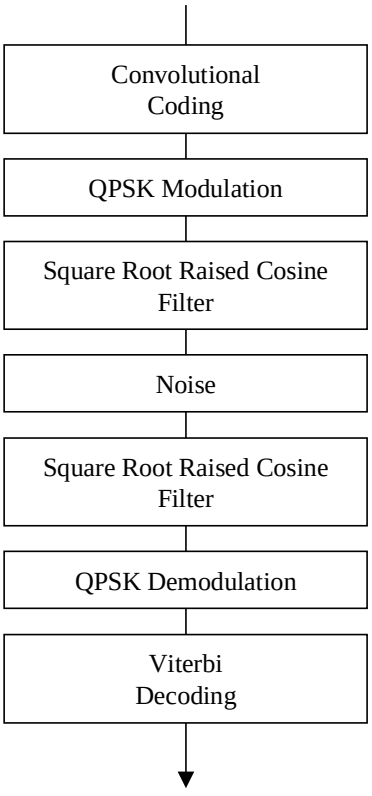


Figure 7 : Transmission chain

CHAIN DESIGN

The simulator (as defined in previous section) has been implemented in JUZZLE using a modular approach, each module, written in C, performing a specific unitary function.

Omitting the power correction and quantization modules, the list of the modules is listed hereafter:

Module 'Gen_bit':

- Objective: Bit generation
- Parameters: Random seed
- Input: NA
- Output: Bits

Module 'Conv_coder':

- Objective: Convolutional code
- Parameters: NA
- Input: Bits
- Output: Samples

Module 'Modulator_QPSK':

- Objective: QPSK modulation
- Parameters: Oversampling
- Input: Bits
- Output: Samples

Module 'Nyquist_filter1':

- Objective: Nyquist filtering
- Parameters: Number of symbols for Nyquist filter, Oversampling, Roll-off
- Input: Bits
- Output: Samples

Module 'Noise_addition':

- Objective: Noise addition
- Parameters: E_b/N_0
- Input: Samples

- Output: Samples

Module 'Nyquist_filter2':

Same as 'Nyquist_filter1'

Module 'Demodulator_QPSK':

- Objective: QPSK demodulation
- Parameters: Downsampling
- Input: Samples
- Output: Samples

Module 'Viterbi_decoder':

- Objective: Viterbi decoding
- Parameters: Path lengrh
- Input: Samples
- Output: Bits

Module 'Compute_ber':

- Objective: Bit error rate
- Parameters: Number of bit errors
- Input: Bits
- Output: NA

Next figure shows an example of simulation run that allows to obtain a Bit Error Rate of $2.3*10^{-4}$ at E_b/N_0=3.34dB with Nyquist filters on 5 symbols and a quantization of 3 bits for the Viterbi decoder

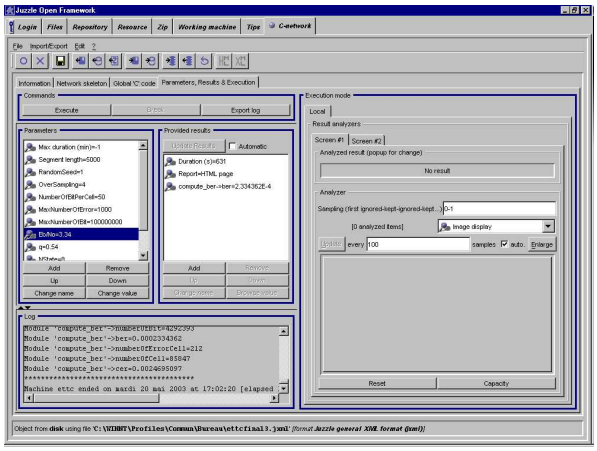


Figure 8 : Simulation run

CHAIN EXPLOITATION

The chain can now be exploited using several computers to speed-up global simulation time.

A case-study allows to test several discrete values of the E_b/N_0 parameter.

Next figure shows an example of exploitation run

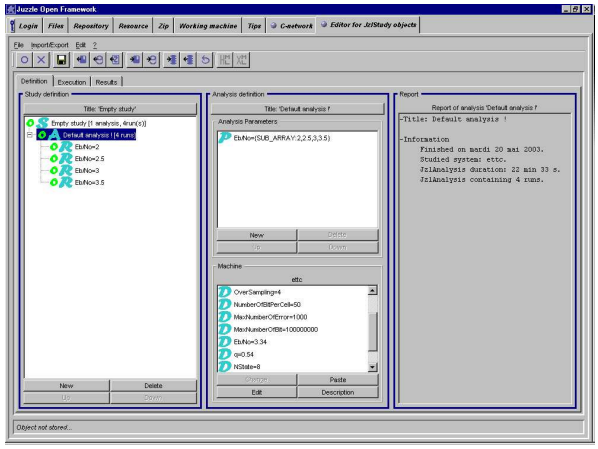


Figure 9 : Exploitation run

CONCLUSION

In this paper, we have shown the interest of JUZZLE to simulate a transmission chain. These results can be extended to other technical area, for instance electronic, mechanic, aeronautic,…

Moreover, new JUZZLE developments will propose soon:

- some examples to help users
- debug execution mode with graphical plots of exchanged data
- event driven simulation support

For any other information, code and regular news are published on http://www.juzzle.com.

REFERENCES

[1] Space engineering, Radio Frequency and Modulation, ECSS-E-50-05A, January 2003

[2]Telemetry channel coding standard, CCSDS-101.0-B-6, October 2002

Vérification & Validation Système

G.BEAUGRARD – ALCATEL SPACE

1. Problématique

Tout en minimisant le coût des vérifications et validations, le maître d'œuvre système doit apporter la preuve que TOUTES les exigences ont été vérifiées ou validées.

Pour rassurer son client, il doit lui montrer que les travaux réalisés permettent d'atteindre les objectifs de vérification et de validation du système.

2. Vérification et Validation

Validation	Confirmation par examen et apport de preuves tangibles que les exigences particulières pour un usage spécifique prévu sont satisfaites (ISO 8402).
Vérification	Confirmation par examen et apport de preuves tangibles que les exigences spécifiées ont été satisfaites (ISO 8402).

3. Principes d'optimisation

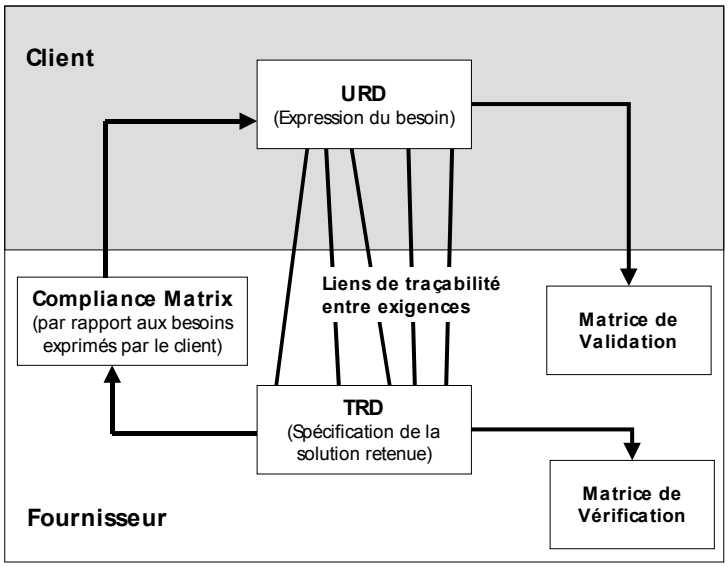
Les activités de V&V étant très imbriquées, l'optimisation des travaux de vérification et de validation tend à :

- Minimiser le nombre de tests ou essais. Un test ou un essai doit couvrir un maximum d'exigences s'appliquant à différents niveaux de décomposition du système.
- Réaliser les tests ou essais au niveau le plus bas de décomposition du système pour minimiser les coûts de réalisation

4. Intérêt de la traçabilité

a) Vérification et validation des exigences

Des liens de traçabilité sont établis entre les exigences qui spécifient le système ou ses composants et les tests ou essais de vérification ou de validation. Des informations sur les méthodes de vérification et de validation



employées permettent de renseigner le client sur la nature des tests et essais proposés.

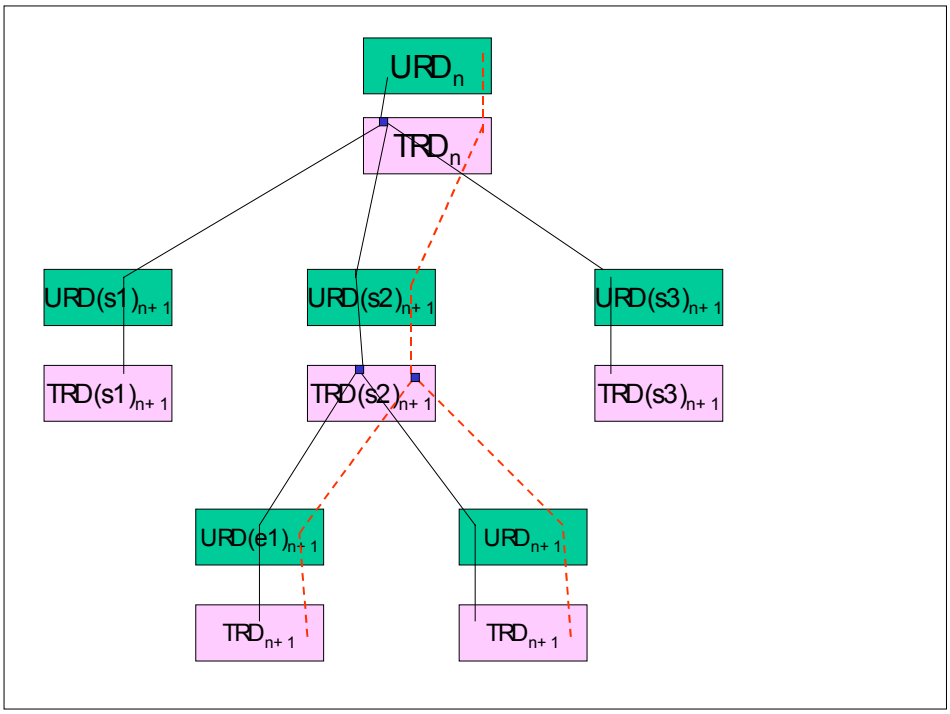
A partir de la traçabilité, des matrices peuvent être produites pour s'assurer de la couverture de ces tests et essais.

La traçabilité présente d'autres intérêts pour la spécification et le regroupement des tests et essais en fonction :

- des méthodes de vérification et de validation
- de l'analyse fonctionnelle
- des scénarios opérationnels

b) Allocation des exigences

Le travail d'allocation et de dérivation des exigences permet d'établir des liens de traçabilité entre les exigences qui spécifient le système et les exigences qui spécifient ses composants.



L'optimisation des tests et essais s'appuie sur l'analyse de cette traçabilité. Il est nécessaire de vérifier ou valider à chaque fois qu'il y a décomposition d'une exigence.

De plus, cette traçabilité permet de mettre en pratique des méthodes d'analyse de la valeur pour définir le plan de vérification et de validation système. Par exemple, les tests les plus risqués sont liés aux exigences qui sont allouées à un maximum de composants.

SESSION 2 :
TECHNIQUES ET MOYENS D'ESSAIS ET DE MESURE
TESTS AND MESUREMENTS METHODS

2.1. Présentation de l'architecture générale du "CUB A380" incluant la fonction "Fault tolerant"
"CUB A380" General architecture including the "Fault tolerant" function.
M. BERBIGUIER – AIRBUS France

2.2. Trajectographie temps réel DGPS sur avion d'essais par correction satellitaire
Test aircraft real time DGPS trajectography using satellite data correction.
P. DUBARRY – AIRBUS France

2.3. OSIRIS : Des moyens d'essais pour les systèmes embarqués
OSIRIS: Tests means for onboard systems
J.P. RAVANEL - F. VINCIGUERRA – DASSAULT AVIATION

2.4. PC LU2: Outil d'analyse de réseau de liaison de données "Data-link" d'avions d'armes
PCLU2: Fighter data link network analysis tool
B. KRIER – DASSAULT AVIATION

2.5. Outil d'aide au pilotage permettant de suivre une trajectoire imposée
Pilot aid for flight path following
J. GRUEL – EUROCOPTER

2.6. Réunion des technologies et des architectures d'essais en vol d'avions militaires et commerciaux.
Merging Military Aircraft and Commercial Flight Test Architecture and technologies
P. RICCO, M. WEYMAN, F.H. WORM – Creative Electronic Systems

2.7. Essais systèmes sur les projets CNES de véhicules spatiaux
System level tests on CNES spacecraft projects
E. CAZALA-HOURCADE – CNES

2.8. Validation automatique des procédures de contrôle du vol
Automatic Validation of flight control procedures
J.C. LLORET - CNES

2.9. Méthode de validation du segment sol Stentor
Stentor Ground Segment Validation Method
P. BOURROUSSE – CNES

2.10 Outil de traitement et de représentation graphique HORACE / ***HORACE processing and graphic presentation tool***
M. CHAMAYOU - DGA

CONDUITE D'ESSAIS ET TRAITEMENT EMBARQUES POUR L'A380.

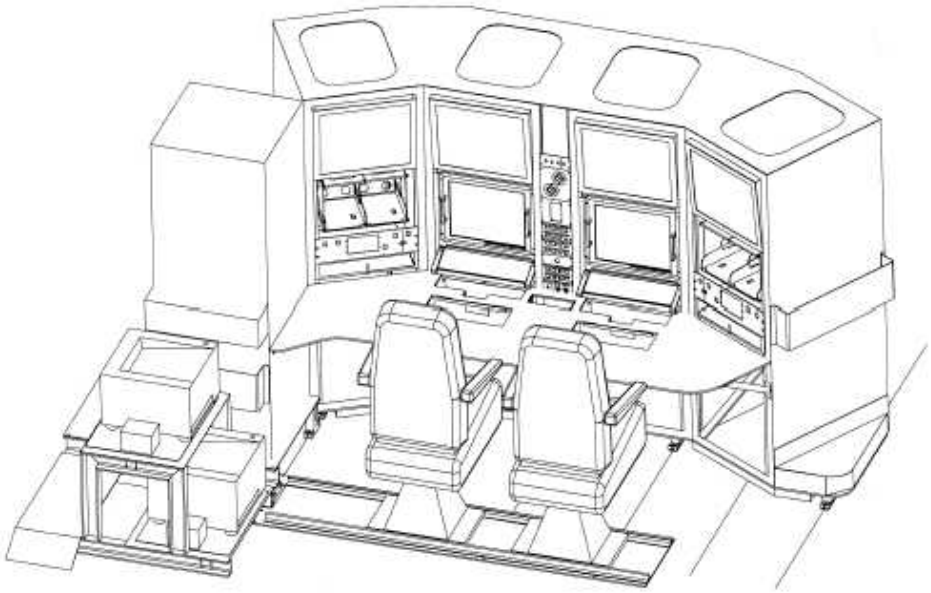
M.BERBIGUIER
AIRBUS INTEGRATION TEST CENTRE

Après avoir été pendant des décennies un monde spécifique avec ses propres standards, les installations d'essais des avions modernes adoptent des technologies et architectures confirmées issues de l'informatique et des réseaux. L'A380 disposera ainsi de la première installation d'essais conçue entièrement autour d'un réseau Ethernet redondé interconnectant les systèmes d'acquisition, de stockage et de calcul embarqué.
Les méthodes d'essais utilisées par Airbus reposent sur la présence à bord d'un ou deux Ingénieur(s) Navigant(s) d'Essais (INE) disposant d'un poste de travail équipé de systèmes de traitement, visualisation et commandes, leur permettant d'assurer la conduite des vols d'essais. L'implantation complémentaire à bord de systèmes autonomes capables d'effectuer des tâches de pré-traitement automatique contribue par la réduction du cycle de production des résultats à la tenue des objectifs ambitieux du programme A380.
Cette présentation décrit l'architecture de ces deux fonctions, les technologies matérielles et logicielles mises en œuvre, en s'attachant à l'aspect communication du système sur laquelle repose en particulier la tolérance aux pannes nécessaire à la conservation des fonctions primaires opérationnelles.

Having been during decades a specific world with its own standards, the flight test installations of the modern planes adopt technologies and confirmed architectures stemming from the data processing and the networks. A380 will so have the first flight test installation conceived completely around a redundant Ethernet network interconnecting the acquisition, storage and on-board computing systems.
The flight test methods used by Airbus are based on the presence aboard of one or two Flight Test Engineers (FTE) having a workstation equipped with systems of treatment, display and control/commands, allowing them to conduct the tests. The additional setting-up aboard of autonomous systems capable of making automatic pre-processing contributes by the reduction of the results production cycle to the holding of the ambitious objectives of the A380 program.
This presentation describes the architecture of these two functions, the implemented hardware and software technologies, focusing on the communication aspect of the system on which is based in particular the fault tolerance necessary for the saving of the operational primary functions.

Terminologie - Abréviations :

IEV	Installation d'Essais en Vol
INE	Ingénieur Navigant d'essais
IHM	Interface Homme Machine
CUB	Calculateur Universel de Bord
FFT	Fast Fourrier Transform
OS	Operating System
cPCI	Compact PCI
E/S	Entrées/sorties



POSTE INE A380

Les besoins fonctionnels :

Derrière le terme CUB se cachent cinq fonctions différentes qui utilisent la même plate-forme matérielle:

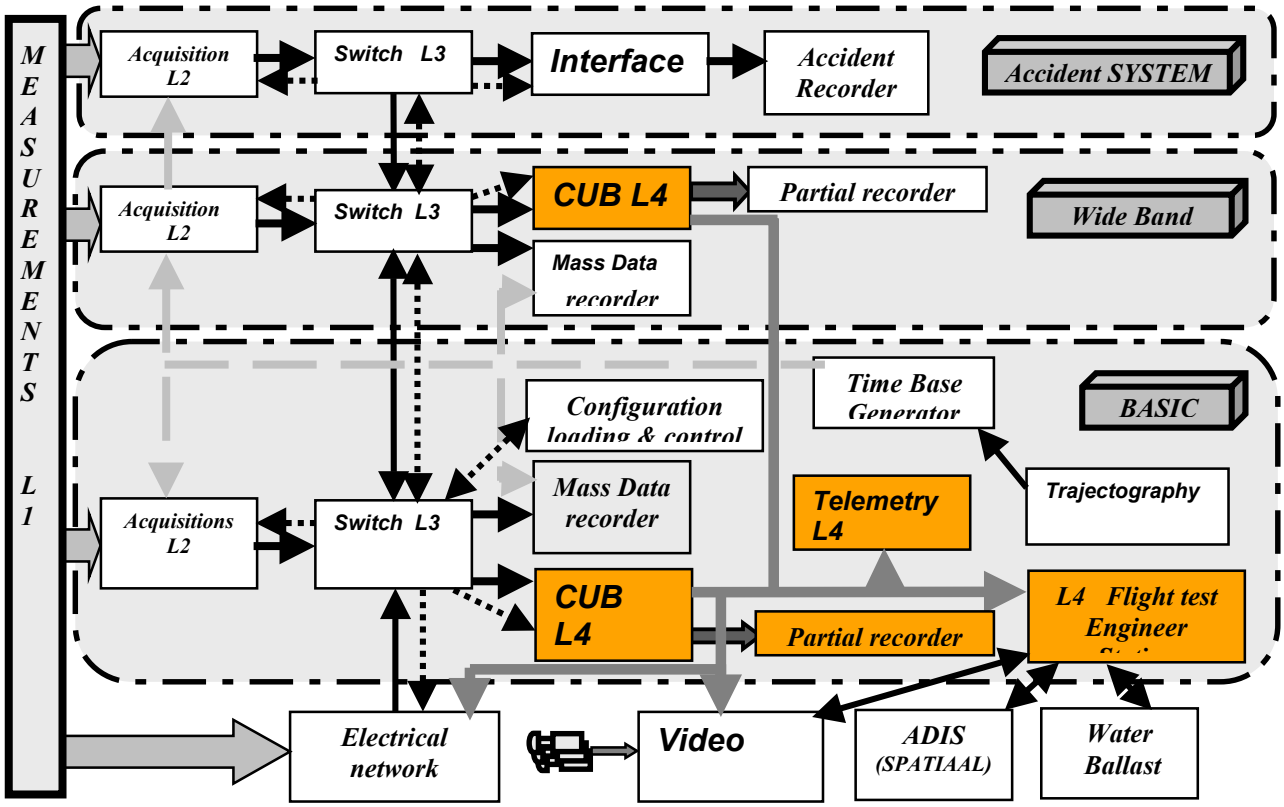
- **La conduite d'essais:** Ensemble des moyens mis à disposition de l'INE pour conduire l'essai. Visualisations graphiques temps réel, surveillance du fonctionnement de l'IEV, commande des périphériques IEV.
- **La surveillance et l'enregistrement :** Surveillances des calculateurs avions et des paramètres de l'IEV, l'enregistrement des événements détectés et des données d'exploitation.
- **La pré-exploitation :** Traitements réalisés en automatique à bord et permettant de gagner sur le cycle d'exploitation : Modèles de charges ou de performance, surveillance de la qualité électrique, fonctions de calculs.
- **Le Large Bande :** Traitements sur des signaux échantillonnés à haute cadence (200 Hz à 6,4 KHz) : Calculs de FFT, Calculs statistiques, visualisation de type oscilloscope.
- **L'élaboration du message télémesure :** Pour un A380 lourdement instrumenté, le flot de données de l'IEV basique est estimé à 40 Mbits/s avec des pointes à 80 Mbits/s. La bande passante du message télémesure étant limitée à 5 Mbits/s, il est nécessaire de réaliser en vol une élaboration dynamique du message en fonctions des essais.

Les contraintes de définition :

Pour la campagne d'essais de l'A380 le cahier des charges du poste INE s'est enrichi de nouvelles contraintes dans l'optique d'une utilisation plus efficace.

- La fiabilité du système doit être améliorée pour permettre la réalisation d'une campagne d'essais dans des délais courts.
- L'interface Homme machine doit être conforme aux derniers standards du marché mettant en œuvre les techniques de multi-fenêtres et l'usage d'un désignateur. Elle doit néanmoins rester simple d'utilisation dans un environnement difficile.
- Dans un souci d'homogénéité, tous les systèmes de l'IEV doivent être pilotés par l'intermédiaire de l'Interface Homme machine du CUB.

Le positionnement du CUB dans l'architecture IEV :



L'architecture IEV de l'A380 est totalement nouvelle, elle se décline en quatre niveaux :

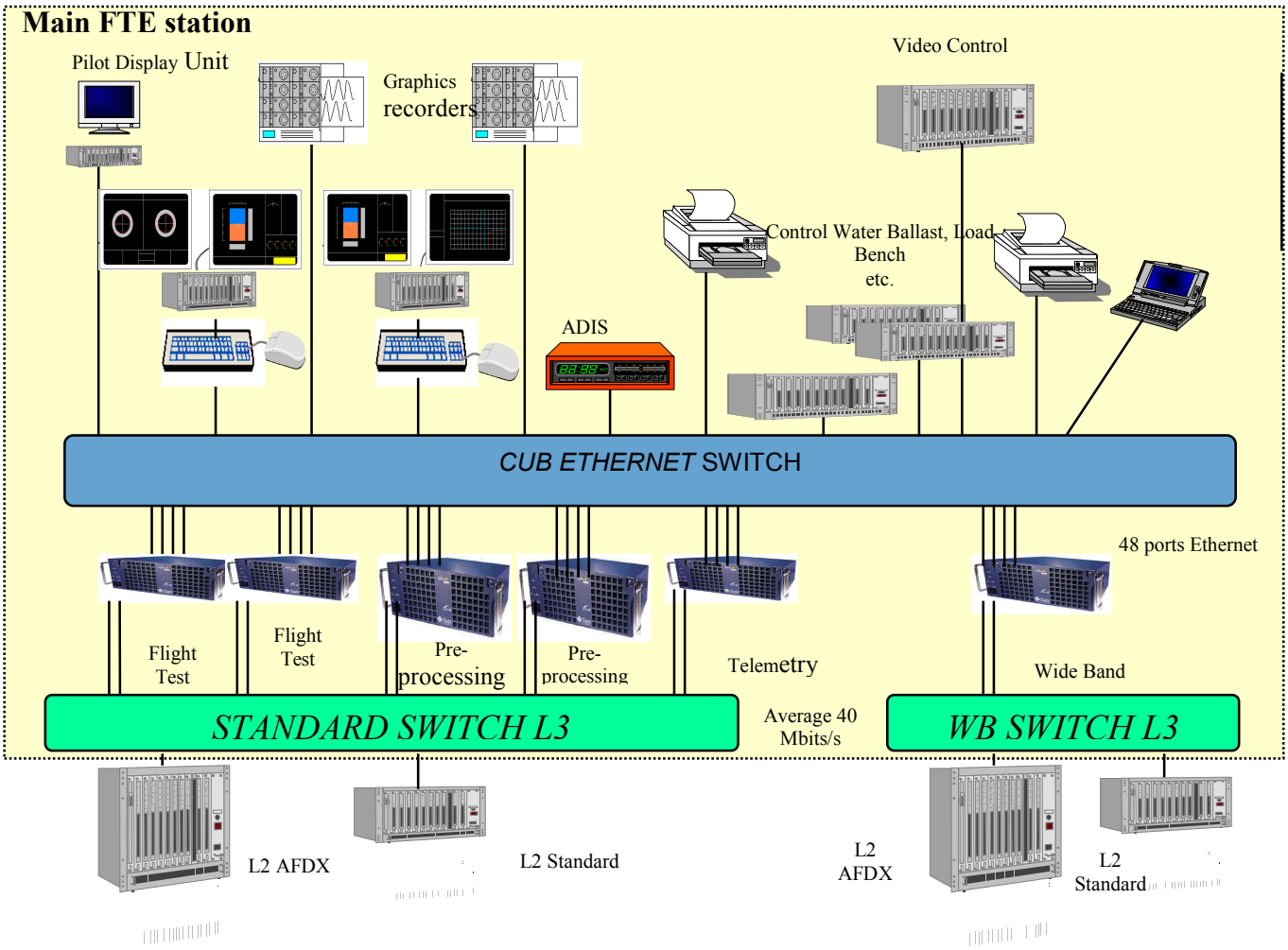
- Le niveau N1 qui comprend les capteurs.
- Le niveau N2 qui comprend les systèmes d'acquisition.
- Le niveau N3 chargé du regroupement des données.
- Le niveau N4 chargé de l'ensemble des traitements et de l'enregistrement des données.

Trois chaînes d'acquisition parallèles interconnectées sont nécessaires : La chaîne Basique, la chaîne Large Bande, la chaîne enregistreur d'accident.

Les CUB se situent au niveau N4 des trois chaînes pour traiter les informations émises par les niveaux N2.

Les principes de l'architecture :

Nous avons choisi de nous appuyer sur des standards matériels du marché : des serveurs de calcul UNIX, des boîtiers de commande cPCI® sous LINUX®, des réseaux de communication Ethernet pour bâtir une architecture repartie.
Cette architecture novatrice mais plus délicate à mettre au point, nous permet de répondre à plusieurs impératifs : Une maîtrise des coûts des équipements, la souplesse de réalisation des diverses configurations d'IEV et une garantie d'évolutivité.
Les contraintes de traitement temps réel sont couvertes par la performance que nous procurent les serveurs UNIX qui évitent les développements logiciels proches du matériel.
De plus l'accroissement constant des puissances de ces types de matériel nous permet d'envisager des évolutions pour l'avenir.



Les éléments de l'architecture matérielle:

- **Le réseau Ethernet :** chaque unité de calcul est reliée au flot de données issu des systèmes d'acquisition N2 par l'intermédiaire de « Switch ». Pour assurer une meilleure fiabilité, deux réseaux Ethernet identiques acheminent les données des systèmes N2 vers les abonnés N4. Les CUB ont la capacité de basculer la réception d'un port sur l'autre en cas d'interruption du flot de données sur le premier port écouté. Les fonctions de communication, animation graphique, impression, pilotage des périphériques se répartissent sur quatre autres réseaux Ethernet.

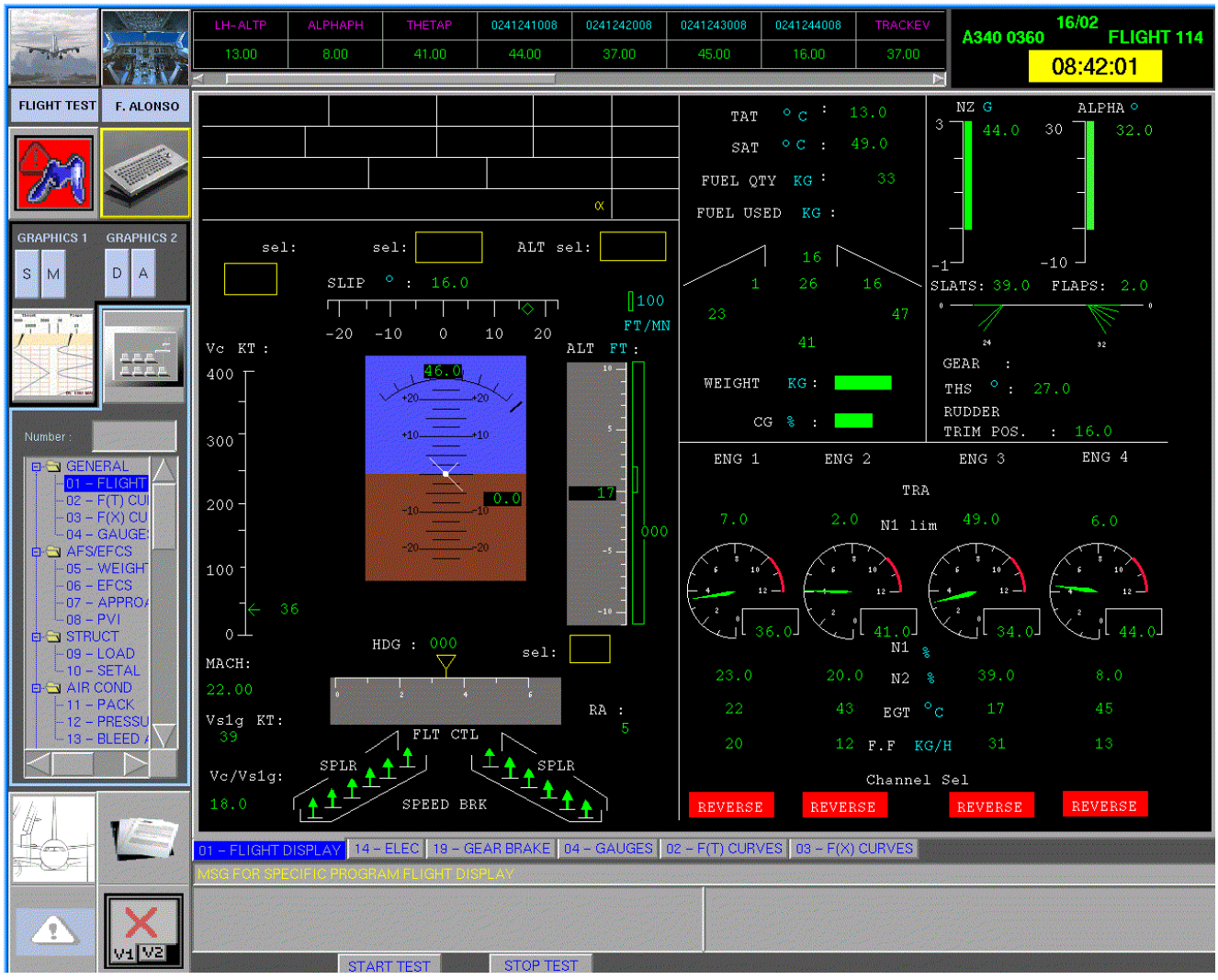
- **La visualisation Graphique :** sur un avion lourdement instrumenté, le poste ingénieur est constitué de deux demi-postes dotés chacun de deux écrans graphiques. Les synoptiques affichés sont calculés en temps réel par une machine UNIX. La puissance de calcul nécessaire au serveur X, l'utilisation d'un réseau Ethernet à 100 Mbits/s et le besoin de gérer simplement deux écrans avec un seul ensemble clavier/désignateur nous a conduit à définir un équipement embarqué similaire à un Terminal X bi-écran. Pour répondre au besoin nous avons réalisé un boîtier sur la base d'une carte CPU MATROX™, sur lequel nous avons implémenté un LINUX® réduit dont le noyau a été enrichi de « patches » assurant un meilleur déterminisme.

- **Les boîtiers E/S "exotiques" :** Pour répondre aux besoins de commandes de périphériques IEV de type « Water Ballast », Bancs de charge électrique, etc. Nous avions besoin de disposer de lignes de commandes RS232, RS422, ARINC 429 ainsi que d'entrées/sorties Discrètes. Les boîtiers d'E/S "exotiques" sont les équipements spécialisés qui prennent en charge les fonctions proches du matériel et mettent à disposition, au travers du réseau, des services pour l'ensemble des calculateurs UNIX. Pour réaliser ces fonctions nous avons encore une fois privilégié des plates-formes standards en nous appuyant sur la technologie cPCI déjà éprouvée sur avion et qui nous permet de disposer d'une offre de cartes importante. Le choix de l'OS s'est porté vers LINUX® qui présente pour nous les avantages suivants : possibilités de réduction importante de la taille de l'OS (< 20 Moctets) pour utilisation avec une mémoire « Compact Flash », capacité à effectuer un « Reboot » rapide de l'ordre des 15 secondes, déterminisme à la ms moyennant d'intégrer certains «patches» dans le noyau, suffisant pour nos applications.

- **Le matériel UNIX :** nous nous appuyons sur du matériel dont les qualités environnementales sont déjà éprouvées (Certification NEBS Level3) mais qui restent dans les standards du marché. La plate-forme SUN™ NETRA® en bi-processeurs ou en quadri-processeurs déjà validée sur l'A340-600 nous assure ainsi un niveau de performance élevé et une garantie d'évolutivité. Ce choix est un élément très important de l'architecture car il nous permet de disposer sur avion de matériels identiques aux serveurs d'exploitation sol et ainsi d'établir des synergies dans les développements logiciels.

Les éléments de l'architecture logicielle:

- **La rénovation de l'IHM :** En s'appuyant sur les bibliothèques graphiques ILOGVIEWS®, déjà utilisée pour les écrans de la télémesure, nous proposons une structure d'accueil complètement rénovée intégrant les possibilités de fenêtres à onglets, boutons, menus dynamiques.



- **La communication inter-tâches:** Le système étant basé sur une architecture répartie autour de réseaux Ethernet 100 Mbits/s, nous avons mis en place une couche de communication métier s'appuyant sur les standards TCP/IP et UNIX qui permet à deux tâches du système de communiquer quelle que soit leur localisation sur les différents CUB.
  Cette couche de communication utilise deux mécanismes fondamentaux : un annuaire général au système qui identifie de façon unique les tâches du système et une table dynamique répertoriant les tâches actives sur chaque ordinateur du réseau et leur localisation. Cette table est tenue à jour par le système « Fault Tolérant ».

- **Le « Fault Tolérant » :** La fiabilité du système est un critère essentiel. Dès la phase de conception, après une étude de sécurité de fonctionnement de nos systèmes, nous avons décidé de réaliser un système de tolérance aux pannes. Ce système s'articule autour de quatre grands principes :
  - Une surveillance mutualisée du fonctionnement des machines qui composent le système (qualifiées de calculateurs partenaires).
  - Chaque partenaire a le même poids dans le système.
  - Un fichier de stratégie prédéfinie qui permet en fonction des machines disponibles de répartir les tâches sur les différents partenaires.
  - Une surveillance du bon fonctionnement des applications.
  - Le maintien d'un contexte application diffusé vers tous les calculateurs partenaires.

  En cas de panne d'un des calculateurs, le scénario suivant est déroulé en automatique : Tous les calculateurs en fonctionnement détectent le changement de composition du groupe de machines, chaque calculateur interprète le fichier de stratégie afin de relancer les traitements préalablement affectés au calculateur en panne, les tâches relancées repartent du contexte sauvegardé précédemment.
  Le système de « fault tolérant » étant au cœur de notre système nous avons aussi intégré toutes les fonctionnalités de gestion des erreurs et les fonctions de chargement des « packages » logiciels.

Les apports de cette architecture:

La notion de groupe de machine, les fonctions distribuées sur le réseau, la standardisation des machines, nous procurent une grande flexibilité tant du point de vue de la puissance que de la configuration du système.
La complémentarité des solutions matérielles et logicielles mises en œuvre, doit nous apporter un système fiable, utilisable sur des avions diversement instrumentés et avec de bonnes perceptives d'évolution.
Le choix de privilégier le monde des serveurs UNIX comme base du système de traitement embarqué nous ouvre la porte vers des partages de compétences et des synergies avec les équipes de développeurs de l'exploitation sol, nous en attendons des améliorations conséquentes de productivité.
Il est à noter que sous l'impulsion des technologies réseau, l'évolution constante des systèmes informatiques vers des architectures réparties gagne désormais le domaine de l'industrie aéronautique. Sur l'A380, les nombreux calculateurs qui constituent le système communiqueront par l'intermédiaire du réseau AFDX, pour relever le défi de la mesure de ces systèmes, l'IEV se devait d'innover en proposant une architecture intégrant les dernières avancées technologiques fournies par le monde informatique.

Trajectographie temps réel DGPS sur avion d'essais par correction satellitaire

Pierre DUBARRY – AIRBUS France
Integration Test Centre
Pierre.dubarry@airbus.com

PREAMBULE :

Pour des essais de certification spécifiques : auto-land, freinage, mesures de bruit..., une trajectographie de l'avion fiable et précise, est demandée. En temps réel, une précision métrique est nécessaire pour la conduite et validation d'essai. Une telle précision nécessite une correction différentielle. De plus le besoin de trajectographie sur des sites très différents : altitude, climat, géographie du terrain,... nous amène à élargir notre couverture de correction. Les systèmes de type LAAS (Augmentation Locale de la Solution) par liens VHF impliquent des contraintes importantes, Airbus France a testé un système SBAS (Augmentation de la Solution à Base de Satellite) Omnistar pour ses mesures de trajectographie temps réel. Le service rendu par Omnistar à ce jour semble répondre au besoin. Par le biais de stations sols GPS et de satellites géostationnaires pouvant couvrir des zones géographiques de 500km, la trajectographie en temps réel de précision métrique devient possible avec des moyens légers sur tous les terrains Européens.

INTRODUCTION:

Dans la phase d'essais en vol, en vue de la certification d'un aéronef, les données de positionnement avion sont majeures pour la conduite ainsi que pour la validation des essais. Ces données sont de deux types:

Données temps réel: elles renseignent l'ingénieur naviguant dans le cas de guidage pour l'aide à la présentation de l'avion pour une bonne réalisation de l'essai. Elles peuvent aussi servir en exploitation en temps différé, à la suite du vol d'essai, si la précision requise n'est pas submétrique.

Données temps différé: elles restent la référence dans le cas de certification. Cependant, les données traitées après le vol, en combinant mobile et station de base ne sont validées pour une précision décimétrique que si la distance entre la base et le mobile n'excède pas 30 km.

Cet exposé détaille l'utilisation de la trajectographie (données sur le positionnement avion) en temps réel, sur les moyens employés à ce jour de type LAAS (Augmentation Locale de la Solution), sur l'évaluation en statique et en dynamique de moyens à réception satellitaire de type SBAS (Augmentation de la Solution à Base de Satellite).

SYSTEME ACTUEL :

Déployé sur plusieurs sites, un maillage de stations DGPS AIRBUS a été établi à partir du réseau IGN français. Ce maillage s'intègre dans la fourniture de données de trajectographie lors d'essais en vol. Il est validé en référence des pions SIA, placés sur les seuils de piste de chaque terrain exploité pour les essais. Une émission locale dans la bande VHF des corrections différentielles, calculées par notre station de référence, permet à l'avion en essai d'avoir une position corrigée en temps réel.
L'émission est cadencée à 1Hz, la précision retrouvée est métrique si le mobile se situe dans un rayon inférieur à 30 km autour de la station de référence. Le tableau ci-dessous, détaille les précisions validées en temps réel et différé en fonction de la distance du mobile à la station:

	Temps réel
Local d<30km	2 m en X,Y,Z
En route d<300km	10 m en X,Y,Z

INTEGRITE DE LA MESURE:

Afin d'assurer un service continu et fiable, une mesure sur l'intégrité des corrections différentielles est appliquée en temps réel au niveau de chaque station. Le signal modulé en sortie d'émetteur VHF est décodé en fin de sortie d'étage d'émission vers un

récepteur GPS monofréquence L1. Une fenêtre de contrôle est placée sur la hauteur corrigée par rapport à l'ellipsoïde

émanante du récepteur GPS. Cette surveillance, nous permet d'assurer un suivi quotidien sur le fonctionnement opérationnel du système temps réel. La variation au-delà de cette fenêtre, impliquerait un passage à l'état brut des données corrigées ce qui produirait un saut de plusieurs mètres en temps réel sur la mesure et invaliderait les essais.

Les corrections différentielles sont émises à partir de deux fréquences porteuses sur 136.95Mhz localement sur Toulouse (LFBO) et sur 136.55MHz pour les sites distants Tarbes (LFBT), Perpignan (LFMP), Clermont-Ferrand (LFLC), Martigues (LFMI) et Brest (LFRB). La modulation FSK employée, assure la transmission des données jusqu'au mobile. Deux fréquences de modulation sont utilisées F1 : 5,15KHz et F2 : 2,78KHz.
Une programmation par pas de 25KHz permet de sélectionner la fréquence d'émission par une commande distante. La puissance d'émission maximale est de 8 Watt, programmable de la même manière, par pas de 0.5 Watt.
L'utilisation de deux fréquences porteuses est nécessaire afin d'éviter des phénomènes d'intermodulation en réception, entre les différents sites distants (Cf. figure 1 positionnement des sites).

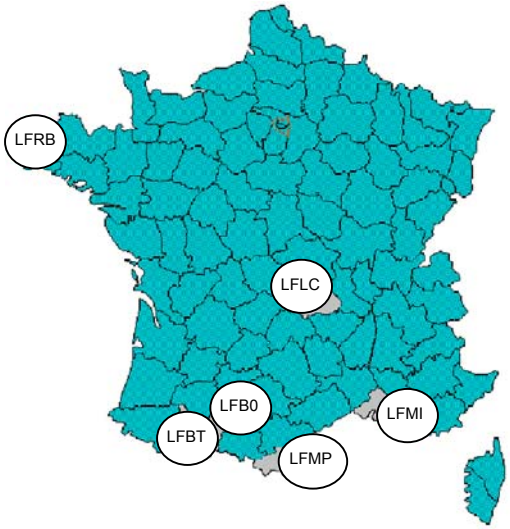


Fig. 1: positionnement des sites d'essais DGPS

CONTRAINTES ET EXIGENCES

Les contraintes de fonctionnement sont nombreuses: fiabilité, obsolescence du matériel, surveillance lors des essais, maintenances curatives et préventives des sites,… Toutes ces contraintes engendrent un coût et peuvent perturber les phases d'essais. De plus, la multiplication des zones d'essais en Europe ou à l'étranger, nous a amenée à étudier diverses solutions. Une des solutions retenues, est d'utiliser un système de type SBAS équivalent en précision à notre système LAAS mais supérieur en couverture géographique.

SYSTEME SBAS OMNISTAR

Le système opérationnel que propose la société Omnistar, est une solution répondant à notre besoin, sachant que sa présence est assurée partout en Europe par l'intermédiaire d'un réseau d'une quinzaine de stations GPS fixes. Par l'intermédiaire d'un satellite géostationnaire, elle apporte aux utilisateurs équipés d'un récepteur Omnistar, la précision nécessaire pour se positionner (cf. Figure 2: Implantation des stations Omnistar dans le monde).



Fig. 2: Réseau Mondial OMNISTAR

Deux précisions temps réel sont proposées : métrique et décimétrique.
Bien que la précision décimétrique, en cours d'évaluation au sein d'Airbus France, semble être la solution d'avenir, seul le système métrique VBS pour Virtual Base Station sera présenté.

PRINCIPE DE FONCTIONNEMENT

Omnistar transmet des données de correction GPS différentielles dans le monde entier en utilisant un réseau mondial de stations de référence pour mesurer les erreurs induites dans le signal GPS. Ces données de référence sont rassemblées dans un centre de contrôle de réseaux (NCC) où sont vérifiées leur intégrité et leur fiabilité, puis transmises par liaison ascendante jusqu'à une série de satellites géostationnaires qui retransmettent les données dans le monde entier vers leurs abonnés.
(cf. fig. 3: Fonctionnement global Omnistar en Europe)

Le boîtier Omnistar réceptionne les corrections différentielles des stations sols. Connaissant sa position, donnée par le récepteur GPS mobile, il sélectionne les cinq stations les plus proches et met en forme le message RTCM (Radio Technical Commission for Marine), qu'il retransmet au récepteur GPS. Le récepteur GPS reçoit alors un message de corrections différentielles équivalent au message émis à partir d'une station virtuelle proche de l'essai.

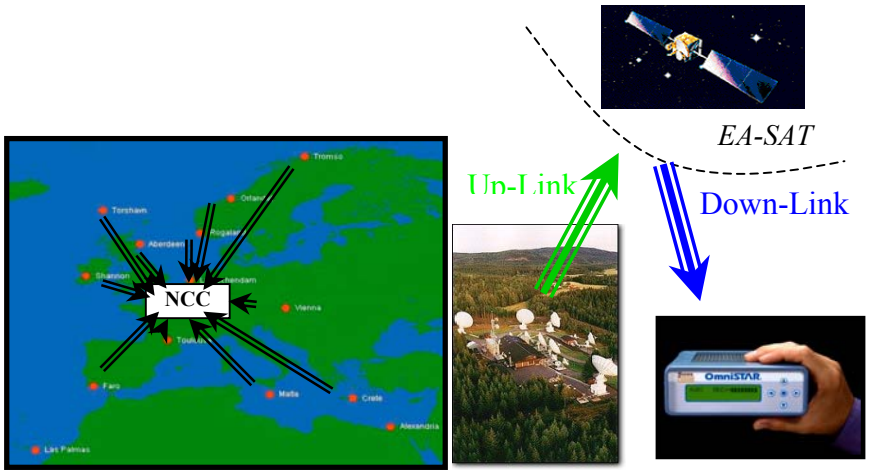


Fig. 3: Fonctionnement Global Omnistar en Europe

EVALUATION DU SYSTEME OMNISTAR

EVALUATION EN STATIQUE

A partir d'une antenne de réception commune GPS élargie à la bande EA-SAT (fig. 4), le boîtier VBS 3000LR Omnistar a été mis en concurrence avec une réception VHF. Des enregistrements de 24 heures ont permis de comparer les précisions en ΔX, ΔY, ΔZ par rapport à une même référence entre les deux systèmes.
La conclusion de ces comparatifs, nous amène à dire que la réponse du boîtier Omnistar est équivalente à celle de la VHF en terme de précision, seule se dénote sa supériorité qualitative au niveau de la stabilité.

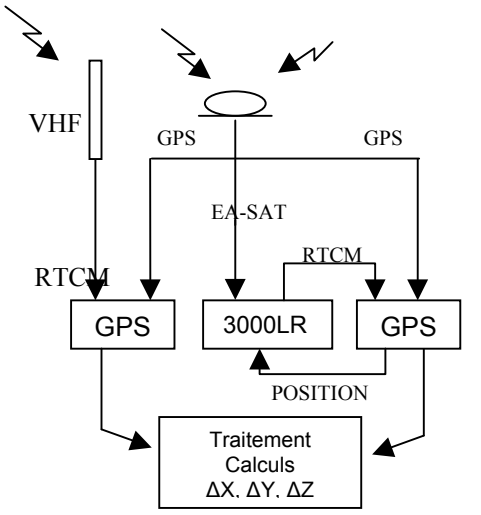


Fig. 4: évaluation en laboratoire (phase statique)

EVALUATION EN DYNAMIQUE

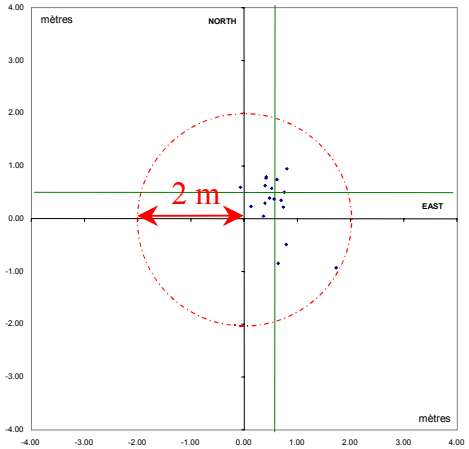
Une phase d'essais en vol est toujours nécessaire afin de valider un nouveau système de mesure. De plus, la trajectographie étant utilisée de façon intensive à chaque vol d'essais, il a été nécessaire de trouver un avion qui n'utilisait pas le temps réel en certification. Les essais de validation se sont déroulés en deux phases:

- Première phase sur A320, où des phénomènes de rebonds sont apparus en réponse du boîtier 3000LR lors d'arrivée de nouveaux satellites GPS. En effet, la dynamique du mobile ajoutée au changement de constellation GPS apportaient des sauts importants dans le calcul du positionnement (plusieurs mètres en Z).
- Deuxième phase d'essais sur A318, en collaboration avec Omnistar, sur l'évaluation d'un nouveau logiciel qui a donné entière satisfaction sur son comportement en tant que stabilité et réponse d'un système de précision métrique.

La deuxième phase a permis d'analyser le comportement du boitier sur dix-huit zones de temps. La réponse du positionnement Omnistar a été comparée avec la réponse temps réel VHF et validée avec notre réponse en temps différé sur des phases de vol qualifiées par les coefficients qualité émis après traitement informatique (PDOP, Nbre de satellites, RMS, CHI^2).

L'analyse apportée à ce traitement a mis en évidence une stabilité du système ainsi qu'une disponibilité accrue. Le temps de transmission des données par le satellite géostationnaire n'a pas gêné en tant que réponse du système dans des phases de vol majeures pour les essais. Seul un biais fixe a été mis en évidence entre les réponses Omnistar et les réponses DGPS du système local. Cet écart est dû à une différence de positionnement entre les références des repères dans lequel sont mises en place les stations fixes, WGS 84 pour nos stations et ITRF93 pour les stations Omnistar (Fig 5 et Fig 6).

Utilisation de l ’OMNISTAR



Utilisation de la VHF

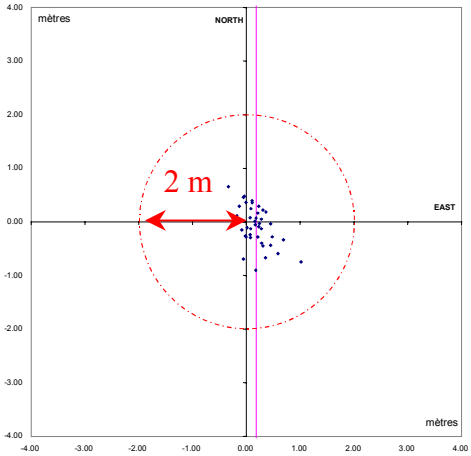
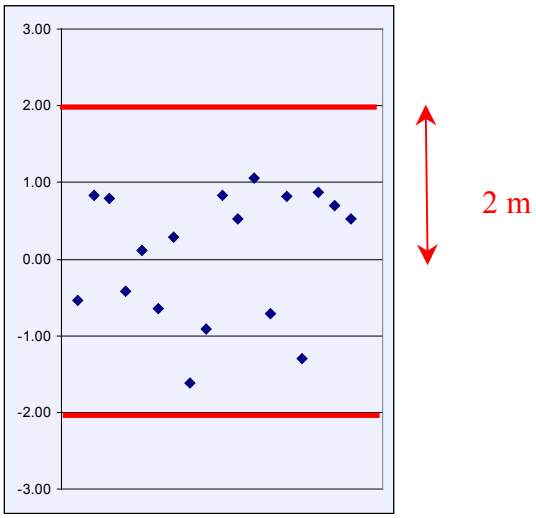


Fig 5 : Erreurs de positionnement en horizontal



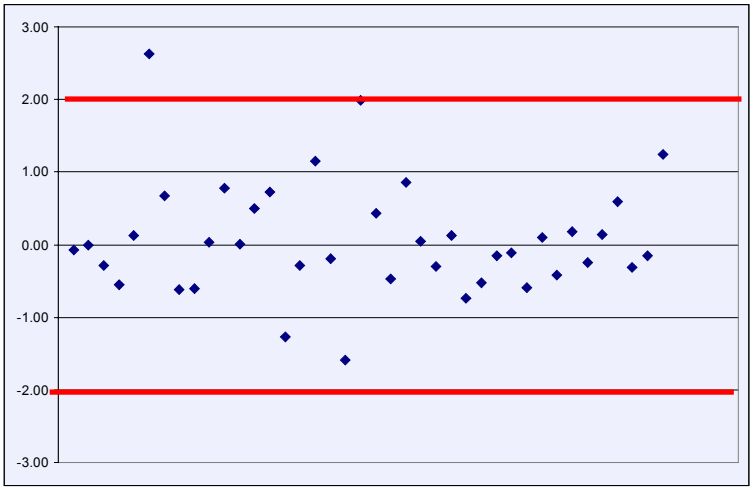


Fig 6 : Erreurs de positionnement en vertical

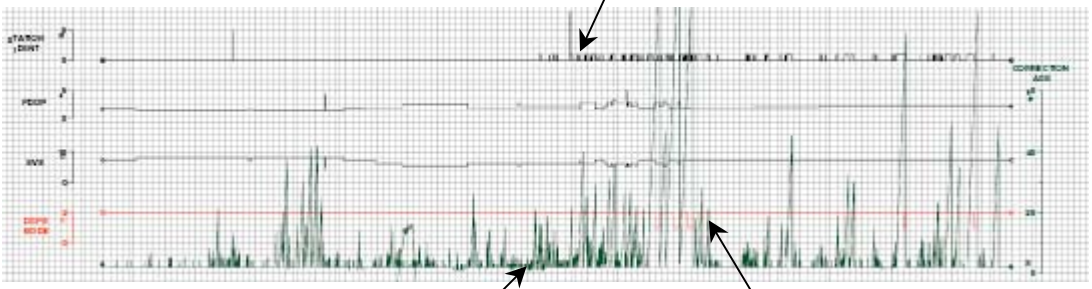
RECEPTION VHF / OMNISTAR

Réception VHF

Ci-dessous, un exemple d'une réception des corrections différentielles émises par lien VHF, par un avion en essais dans un rayon de 30 km autour de la station de référence.

Ce relevé met en évidence des problèmes de réception qui occasionnent des difficultés d'exploitation d'essais en utilisant ce temps réel disponible. La seule solution de replie dans ce cas, est de faire un traitement de l'essais avec une trajectographie temps différé. Le résultat sera meilleur en précision, mais beaucoup plus long à obtenir pour les essayeurs.

Identification de la station émettant les corrections différentielles
(problème d'intermodulation entre deux stations distantes émettant sur la même fréquence)



Age des corrections: un passage à zéro indique une réception correcte des corrections différentielles par le récepteur GPS

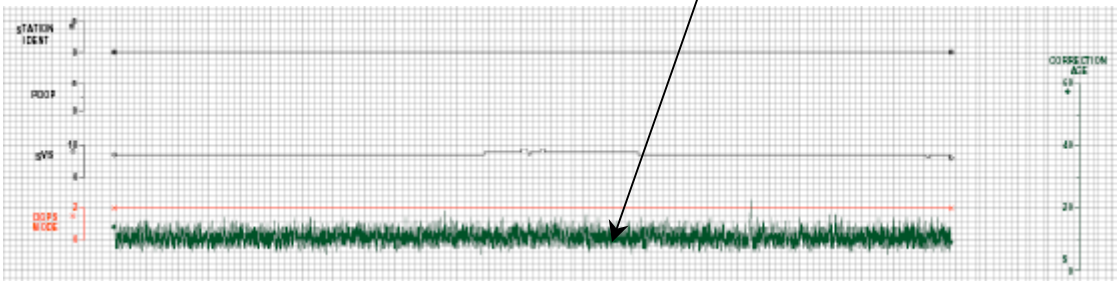
Passage en mode DGPS / brut GPS
(engendre un saut de position)

Réception Omnistar

Ci-dessous, est représenté une réception VBS à partir d'un boîtier Omnistar 3000LR sur avion d'essais. Ce relevé met en évidence la régularité de la réception des corrections différentielles reçues à partir d'un satellite géostationnaire. La régularité des données de positionnement rend l'exploitation des essais plus simple et précise pour les essayeurs

Ces exploitations nous amènent à conclure, comme en phase statique, à une meilleure stabilité du système Omnistar. Seul sera à modéliser le biais fixe trouvé afin de l'intégrer directement dans les phases d'exploitation pour le corriger.

Ici, la réception reste en mode DGPS pendant tout le vol



CONCLUSION

La phase d'essais en vol ayant été réussie et validée, le système VBS d'Omnistar va être mis en place sur la flotte des avions d'essais Airbus dans le cadre d'une évolution et amélioration de la trajectographie en temps réel. Dans un premier temps, les deux systèmes opérationnels, VHF et Omnistar, cohabiteront afin de fournir les corrections différentielles aux avions équipés de VHF et aux avions équipés Omnistar, puis, le système VHF sera supprimé au bénéfice du système Omnistar. De plus, la perte d'attribution d'une des deux fréquences d'émission VHF pour permettre, à la place, une émission pour le système VDL MOD2 (système de transfert de données sol - avion au sein des aéroports), nous conforte dans la décision de basculer vers le système SBAS Omnistar.

DASSAULT AVIATION

Division DÉFENSE

OSIRIS

des moyens d'essais pour les systèmes embarqués

Jean-Paul RAVANEL Frédéric VINCIGUERRA
DASSAULT AVIATION -DIRECTION DES ESSAIS EN VOL
13804 ISTRES Cedex

DEV/DME 03.334 25_P_2/03

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

RÉSUMÉ:
Osiris est une gamme de moyens d'essais des systèmes embarqués, utilisée chez Dassault Aviation sur les plates-formes d'intégration et sur les avions au sol.

Elle permet l'acquisition et la simulation, ou la stimulation, des divers bus numériques et des liaisons analogiques avec un environnement graphique dynamique.

Les choix techniques et l'architecture modulaire retenus ont permis de faire évoluer ce moyen en prenant en compte les nouvelles technologies.

Les modules existants permettent d'avoir actuellement une gamme complète d'outils, compatibles entre eux, allant du PC autonome à un environnement complet de simulation et d'acquisition , multibus et fédérant plusieurs bancs d'intégration.

Cette gamme couvre le cycle de développement des systèmes, du test unitaire de calculateurs en développement au support client sur avion livré

ABSTRACT:
OSIRIS is a whole set of test means dedicated to avionics system integration. These means are in use on integration rigs and for ground tests on aircrafts by Dassault Aviation.

Osiris allows acquisition, simulation or stimulation, of a large variety of data buses or analogical links simultaneously with a graphical and dynamical environment.

Thanks to its modular architecture this mean has evoluated while taking advantage of new technologies.

Existing modules create a complete set of tools, fully compatible, going from an autonomous PC to a full options system, able to simulate record and monitor many buses, connecting different rigs together.

This set of tools covers all the developpment cycle, going from stand alone computer test to the customer support on delivered aircraft

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

TABLE DES MATIÈRES

1. INTRODUCTION 4

2. LES BESOINS 5

2.1 BESOINS GÉNÉRAUX POUR LES ESSAIS DES SYSTÈMES 5
2.2 BESOINS PROPRES AUX BANCS D'INTÉGRATION 5

3. LE CONTEXTE 7

4. DÉMARCHE SUIVIE S UR LA GAMME OSIRIS 7

5. EXEMPLE L'OSIRIS MULTIFONCTION 10

5.1 ENTRÉES/SORTIES MATÉRIELLES 10
5.2 FONCTIONNALITÉS TEMPS RÉEL ÉVOLUÉES 10
5.3 FONCTIONNALITÉ TEMPS DIFFÉRÉ 11
5.4 CAPACITÉ D'EXPLOITATION DE HAUT NIVEAU 11

6. LA MODULARITÉ DE LA GAMME OSIRIS 12

6.1 PRINCIPE D'ARCHITECTURE 12
6.2 MODULARITÉ LOGICIELLE 13
6.3 MODULARITÉ MATÉRIELLE 15
6.4 EXEMPLES DE CONFIGURATION UTILISANT OSIRIS 17
6.5 EXEMPLE D'INTERCONNEXION AVEC D'AUTRES OUTILS 18

7. LES SIMULATEURS P ERMANENTS D'EQUIPEMENTS (SPE) 19

7.1 LE BESOIN 19
7.2 PRINCIPE DE RÉALISATION 19
7.3 EXEMPLE DE RÉALISATION 20

8. LA NOUVELLE GAMME SUR PC 22

8.1 LE BESOIN 22
8.2 LES FONCTIONNALITÉS TEMPS RÉEL 22
8.3 FONCTIONNALITÉS TEMPS DIFFÉRÉ 23
8.4 DÉVELOPPEMENT RÉALISÉ 23
8.5 CARACTÉRISTIQUES 24
8.6 ÉVOLUTION ET POSITIONNEMENT DE LA GAMME PC 25

9. CONCLUSION 26

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

1. INTRODUCTION

Dassault Aviation est architecte industriel pour les systèmes de ses avions d'arme et avions d'affaire. A ce titre, il en effectue l'intégration, sur banc au sol, puis les teste en vol. Le domaine couvert par les systèmes est large.

Il comprend :

- Des systèmes de base comme le carburant, le freinage, les moteurs, le conditionnement d'air…
- Les systèmes de navigation, radio navigation et capteurs (centrales inertielles, GPS, IFF, UHF, VHF, radar, optronique…).
- Les armements et contre-mesures.

Étant responsable des essais d'intégration et des essais en vol, Dassault Aviation se doit de disposer d'outils performants lui permettant de remplir ses tâches efficacement et au moindre coût.

La gamme d'outils d'intégration développée aux Essais en Vol est décrite, ci-après, avec les choix techniques qui ont été retenus.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

2. LES BESOINS

2.1 Besoins généraux pour les essais des systèmes

De par la polyvalence offerte par nos avions et l'ouverture vers des besoins de personnalisation client variés, de nombreux types de liaisons de données sont susceptibles d'être utilisés. Les moyens d'essais devront naturellement pouvoir s'y connecter. Citons, sans être exhaustifs, les liaisons DIGIBUS, MIL 1553 et 3910, ARINC, RS422, L16, Ethernet ainsi qu'analogiques.

De même la multiplicité des missions possibles impose la capacité de recréer au sol un environnement très riche, tel que le pilote peut le rencontrer en vol.

Les moyens d'intégration devront donc permettre en particulier :

- D'avoir un avion "pilotable" de manière représentative,
- De générer des menaces vol et sol,
- De simuler des partenaires (équipier, centre de commandement).

- De fournir des visualisations (paysage, image capteur, situation tactique).
- D'acquérir les informations simultanément en différents points du système et de les exploiter efficacement.

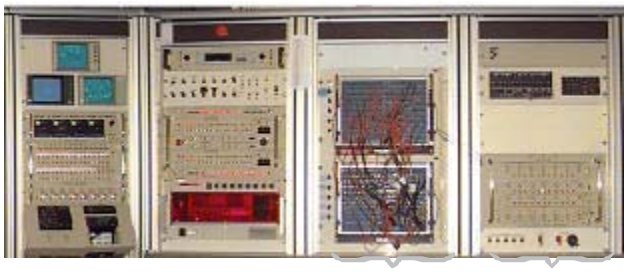
2.2 Besoins propres aux bancs d'intégration

Chaque type d'avion a un ou plusieurs bancs d'intégration qui lui sont dédiés. Un banc rassemble des équipements fonctionnels, interconnectés par des câblages respectant la topologie avion.

Pour des raisons de coût de matériel et de simplification de mise en œuvre, les bancs sont réalisés de façon modulaire pour obtenir les configurations minimales nécessaires à chaque type d'essai.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Exemple de modules banc d'intégration



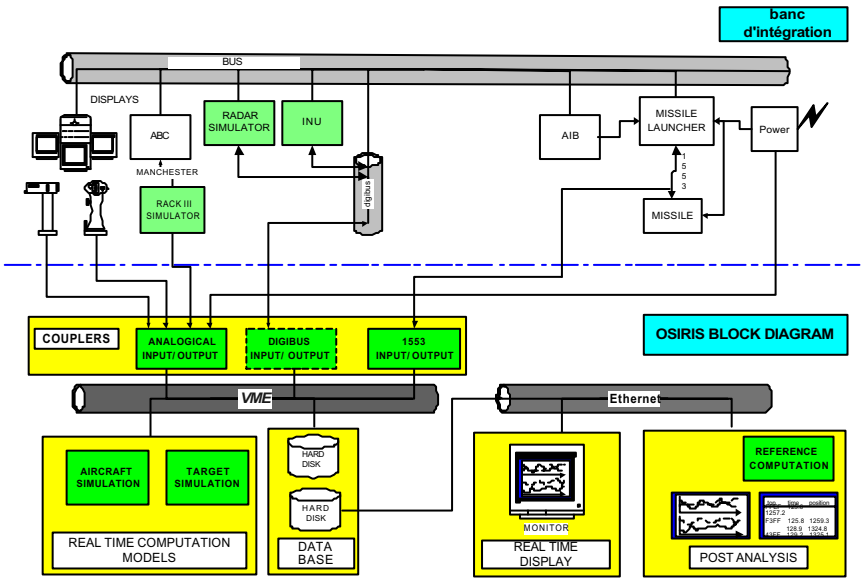


NAVIGATION BAY **ANALOG INTERCONNEXION BAY** **ARMAMENT BAY**

Un essai d'intégration peut se faire sur un sous-ensemble de baies ne comportant que quelques équipements ou sur l'ensemble des matériels de l'avion.

Les outils devront donc permettre des fonctionnalités telles que :

- Simulation et stimulation multicoupleurs, à partir de modèles de comportement ou de fichiers de rejeux (essais en vol, essais de référence),
- Simulation d'équipements absents ou non disponibles,
- Simulation d'environnement de diverses natures,
- Monitoring temps réel d'échanges,
- Acquisition sélective,
- Acquisition intégrale en background.



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

3. LE CONTEXTE

Contexte général:

Dassault Aviation réalise des essais d'intégration depuis plus de trente ans et les développements de systèmes, avec les différents standards livrés, durent des années.

La complexité des systèmes embarqués va toujours croissant: les avions étant polyvalents les fonctionnalités se superposent, les missions en coopération génèrent de forts besoins d'échanges de données et de synthèse d'informations, l'évolution des performances de l'informatique autorisent toujours plus de fonctions qu'il faut ensuite intégrer.

Pour maîtriser le challenge tant technique qu'économique que représente la mise au point de tels systèmes, il est indispensable de transférer les travaux à risque le plus possible vers l'amont du cycle de développement. Les moyens d'intégration doivent donc permettre des essais qui n'étaient auparavant réalisés qu'en vol.

De la performance des moyens d'intégration dépendra la durée du cycle de mise au point

Contexte des moyens d'essais:

Les outils doivent satisfaire à plusieurs critères:

- La performance des outils doit être à la hauteur des systèmes testés: Ils doivent se connecter aux différentes liaisons existantes et être dotés de capacités de simulations, d'acquisition et d'exploitation adaptées
- Le développement d'une nouvelle gamme d'outils doit prendre en compte la dimension temporelle. Un système d'avion de chasse se développe et évolue durant toute la vie de l'avion, soit plus de trente ans. Il faut remplacer progressivement des moyens devenus obsolètes tout en ayant la meilleure pérennité et évolutivité pour les nouveaux.
- La réduction des coûts est un objectif majeur. Cette réduction doit être abordée globalement, en prenant en compte les achats de matériels et de rechanges, les développements et test de logiciel, le maintien en condition opérationnelle et la

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

réduction de durée des essais par l'emploi d'un matériel performant et facile à employer.

- La réactivité à une demande nouvelle. En cours de mise au point il peut se produire des aléas. Les outils doivent pouvoir évoluer rapidement pour réaliser des fonctionnalités non prévues.

Dans ce contexte la gamme d'outils visée se doit d'être modulaire, au niveau matériel et logiciel et de pouvoir être utilisée simplement par tous les acteurs du monde des systèmes :

- Spécialiste de l'intégration,
- Équipe d'essais au sol sur avion,
- Personnel des chaînes d'assemblage et de mise en vol des avions de série,
- Équipe de support client.

Les configurations livrées devront avoir :

- Le meilleur compromis coût/efficacité, en fonction du lieu d'emploi,
- Des principes d'utilisation et des IHM identiques ou similaires, facilitant ainsi la formation et la mobilité des personnels entre les équipes,
- Des dictionnaires de données identiques, garantissant l'exactitude des essais,
- Des formats de données acquises et simulées et des contextes d'essais permettant les échanges
- Des capacités d'interconnexion et d'évolutivité intrinsèques.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

4. DÉMARCHE SUIVIE SUR LA GAMME OSIRIS

Le développement de la gamme OSIRIS a été initialisé au début des années 90. Le besoin d'un outil polyvalent, autonome, multicoupleurs avait été confirmé par le succès d'un tel type d'outil architecturé autour d'un HP1000, en complément des main-frames Temps Réel partagés par plusieurs bancs.

Son remplacement sur une base moderne et évolutive a été alors décidé.

La démarche a été la suivante :

① Développement d'un outil polyvalent et modulaire, capable de l'ensemble des fonctions, dont les capabilités se sont accrues progressivement au fur et à mesure des besoins spécifiques à chaque programme.

② Développement des capacités de couplage de cet outil (1553 digibus, arinc analogiques,…). Développement de modules (gestions de dictionnaires, exploitation).

③ Déclinaison de versions simulateur sur la même base matérielle mais avec des IHM et modèles dédiés.

④ Réalisation d'une nouvelle gamme matérielle sur PC réutilisant tous les modules logiciels.

Nous disposons maintenant d'une gamme de moyens modulaires et complémentaires:

- Les besoins d'acquisition simulations impliquant plusieurs types de coupleurs sont réalisés sur des machines à base de VME.
- Les besoins d'acquisition simulations n'impliquant qu'un type de coupleur sont réalisés sur des PC.
- Les données (dictionnaires décrivant les liaisons, contextes d'essais, modèles de simulation, datas acquises ou simulées) sont compatibles et utilisables soit sur machine autonome soit partagées sur serveur.
- Les Interfaces Homme-Machine, les logiciels de simulation et d'exploitation sont communs.

Cette gamme et ces modules sont décrits plus en détail ci-après.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

5. EXEMPLE L'OSIRIS MULTIFONCTION

Utilisé aux bancs d'intégration, en piste aux Essais en Vol, en sortie de chaîne de production, OSIRIS offre de nombreuses possibilités.

5.1 Entrées/sorties matérielles

- **coupleur DIGIBUS**
  - 2 voies multi abonnés
  - acquisition/émission (procédures + données)
- **coupleur 1553B - standard**
  - 4 voies en acquisition (procédures + données)
- **coupleur 1553/3910**
  - 3 voies multi abonnés
  - acquisition / émission de données
  - acquisition de procédures
- **coupleur Manchester**
  - 10 voies en acquisition/émission de données
  - fréquences bus : 100 khz & 1Mhz
- **coupleur Arinc 429/571**
  - 16 voies en acquisition/émission
  - fréquences bus : 10 khz & 100 Khz
- **coupleur UCF**
  - 1 voie en acquisition
- **coupleur Analogiques/Discrets**
  - émission (50 hz) : 16 voies "anal." / 32 voies "discret"
  - acquisition (800 Hz max) : 32 voies "analog." / 64 voies "discret ".
- **coupleur moteur "pas à pas"**
  - 4 voies en émission
- **coupleur RS422**
  - 2 voies en acquisition
  - fréquences : 9600 bauds asynchrone & 1 Mbits synchrone

5.2 Fonctionnalités Temps Réel évoluées

- Acquisition multicoupleurs avec datation à 10 µs,
- Simulations statiques et dynamiques simultanées de toute combinaison d'équipements sur leurs différentes liaisons au moyen de modèle de comportement et/ou de stimulation à partir d'enregistrements faits au sol ou en vol,
- Monitoring Temps Réel avec animations graphiques,

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

- Couplage avec les autres moyens de génération d'environnement tactique, de communication, de visualisation de paysage ou d'image capteur.

5.3 Fonctionnalité Temps Différé

- Bases de données gérant différentes possibilités d'entrées/sorties,
- Préparation d'essai gérée en contexte,
- Partage de ressources communes entre plusieurs postes.

5.4 Capacité d'exploitation de haut niveau

- Éditions avec recherche,
- Tracés multicourbes,
- Rejeu sur synoptiques,
- Édition de trame, analyse des écarts par rapport à la définition.
- Calculs élaborés et comparaison automatique mesurés/prévus,
- Atelier de création/intégration de ces élaborés.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

6. LA MODULARITÉ DE LA GAMME OSIRIS

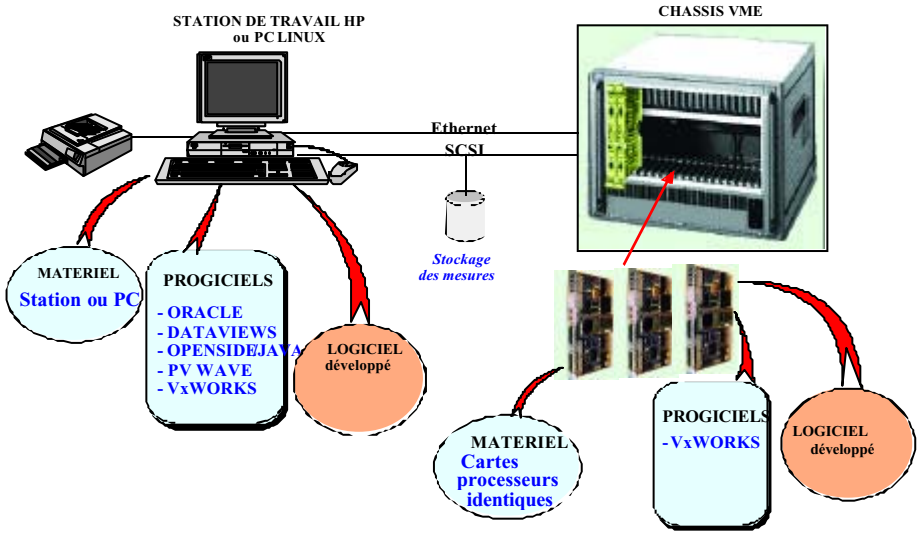
6.1 Principe d'architecture

OSIRIS est un système composé de composants indépendants interconnectés. La modularité commence avec un produit où l'IHM et le temps réel peuvent s'exécuter sur des plate-formes différentes.

Plate-Forme TR	Plate-Forme IHM
Châssis VME	Station HP UX
	PC LINUX
PC et carte PCI/PMC	PC LINUX

⇓
Définition interface

Ceci permet de dériver facilement le produit OSIRIS en utilisant seulement le temps réel avec un IHM spécifique (SPE) ou seulement l'IHM avec un temps réel spécifique (VENUS)



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Les choix techniques s'appuient sur des standards du marché, des outils non liés à une plate-forme, pérennes et si possible sans coût de Run-time.

6.2 Modularité logicielle

L'IHM d'OSIRIS a été écrit en suivant une logique d'enchaînement utilisateur et en regroupant les IHM de traitement d'un sujet particulier.

Le même travail a été fait sur les données manipulées. L'utilisateur manipule des ressources qui lui permettent de configurer un contexte d'essai ou le contexte d'exploitation.

La technologie objet (JAVA) est particulièrement bien adaptée à ce développement de composants graphiques avec comportement associé, à leur regroupement et réutilisation.

Ces composants sont regroupés dans :

- Une couche persistante pour se rendre indépendante de la base de données ORACLE,
- Un module préparation des essais,
- Un module temps réel,
- Un serveur de données qui gère les données acquises.

La base de données gérée sous ORACLE, se décompose en deux parties indépendantes :

- Le dictionnaire des échanges sous décomposé en liaisons, qui décrit l'ensemble des données propre aux avions. Ce dictionnaire est chargé avec les informations provenant du bureau d'études.

- Les contextes utilisateurs et gestion des données, qui gèrent les informations propres à l'ensemble des données utilisateurs : listes d'acquisition, simulations, modèles, configuration de la machine, fichiers d'essais …

Cette base peut donc se situer sur deux machines différentes et être partagée par plusieurs ensembles Temps Réel.

L'utilisateur a le choix permanent de travailler en bases locales ou en bases partagées.

Outils :

- JAVA

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

- JBUILDER
- ORACLE

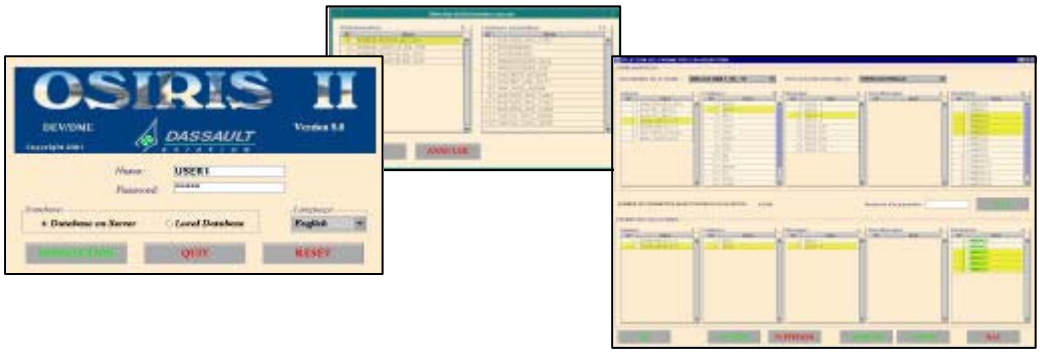
Cette modularité logicielle nous a déjà permis de traiter des obsolescences ou de fournir plusieurs possibilités pour un même type de besoin :

- L'IHM initial était assurée par un langage de quatrième génération : OPENSIDE. Son remplacement par JAVA a pu se faire progressivement, en intégrant des évolutions et en livrant des versions mixtes OPENSIDE/JAVA. L'IHM est maintenant bilingue français/anglais selon le choix de l'utilisateur.

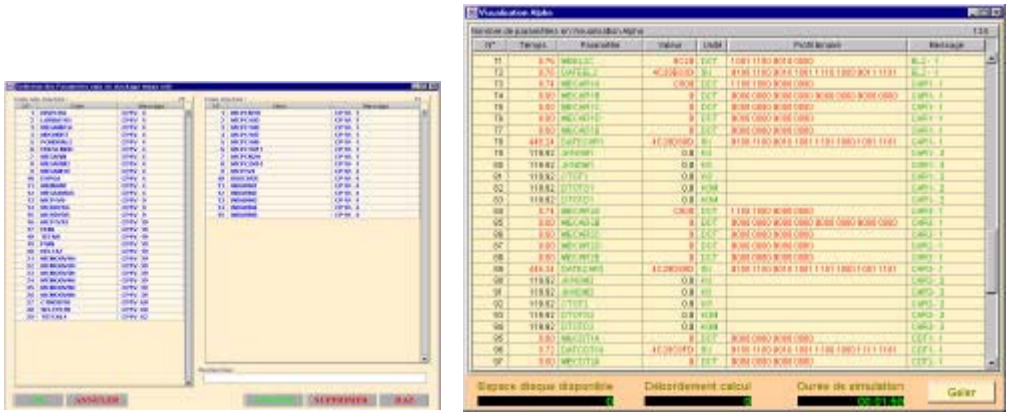
- Le logiciel d'exploitation Temps Différé était basé initialement sur PV WAVE. On peut également y connecter d'autres logiciels maison parfaitement adaptés au besoin d'exploitation (Saint-Ex).

- Des synoptiques et des modèles Temps réels sont disponibles soit avec DATAVIEW (utilisé depuis l'origine), soit avec JAVA. Un atelier de développement étant fourni et accessible par les utilisateurs.

Exemple d'interface de sélection

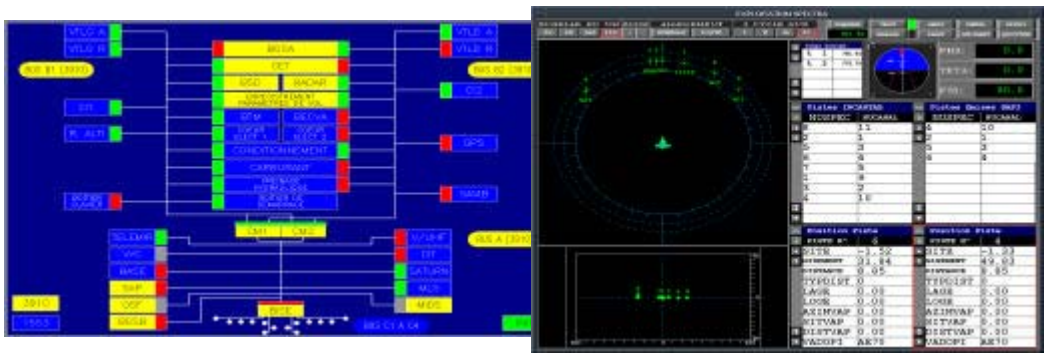


Interface de monitoring TR alpha-numérique



Synoptiques de monitoring temps réel

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.



6.3 Modularité matérielle

L'outil OSIRIS multicoupleurs utilise un frontal VME multi CPU.
Le découpage du logiciel est associé à une répartition sur les CPU.

Carte gestion :

Elle gère l'initialisation des autres cartes du châssis, les échanges avec la station de pilotage. Elle gère les échanges temps réel avec les cartes coupleurs.

Carte calcul :

C'est sur celle-ci que s'exécutent les calculs, les modèles plus complexes (environnement, armement).

Sa présence est optionnelle, les calculs pouvant s'exécuter sur la carte gestion. Etant en POWER PC, elle n'est pas chargée à plus de 10% en configuration d'essai maximum.

Carte coupleur :

Chaque type de liaison est géré par un coupleur indépendant (1553/3910, DIGIBUS, RS422, analogique). Cette structure permet de configurer le châssis VME (21 slots) avec les combinaisons désirées.

Les choix techniques :

- Le BUS VME reste un choix pérenne et performant,
- Les CPU VME sont des Power PC Motorola,
- Les cartes d'entrées-sorties sont maintenant de préférence au format PMC afin d'être utilisées sur BUS VME et PCI,

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

- VX Wxorks reste l'OS de la partie TR sur VME, le C ANSI étant le langage prioritaire (avec quelques modèles hérités en FORTRAN). L'emploi de cet environnement Temps Réel permet une très bonne maîtrise des processus Temps Réel.

- Le PC devient la plate-forme unique pour l'interface opérateur, en remplacement progressif des stations de travail HP.

- LINUX est le choix de l'OS sur PC (il assure une bonne continuité avec les développements effectués en HPUX-MOTIF).

- JAVA permet un développement unique multi plate-forme et objet pour les composants IHM. Le C reste le langage Temps Réel,

- L'application reste indépendante des progiciels utilisés en développement (JBUILDER) ou en opérationnel (ORACLE, DATAVIEWS, PV WAVE).

- L'inter connectivité est assurée par des liaisons Ethernet ou par des liens plus performants de type PVIC si nécessaire. Une ségrégation des échanges entre les différents canaux de données (VME, SCSI, Ethernet Temps Réel et Temps Différé) permet un fonctionnement déterministe et performant garantissant la qualité du Temps Réel.

La modularité "matériel" a permis de remplacer progressivement des cartes obsolètes ou trop coûteuses tout en gardant les nombreuses compatibilités.

Citons par exemple :

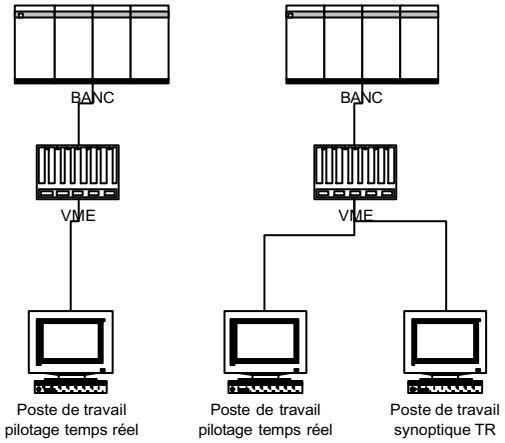
- Remplacement de cartes CPU 68040 par des 68060 puis des Power PC.

- Remplacement de cartes DIGIBUS VME par des modules PMC (sur CPU Power PC) provenant d'un développement réalisé pour un calculateur avion.

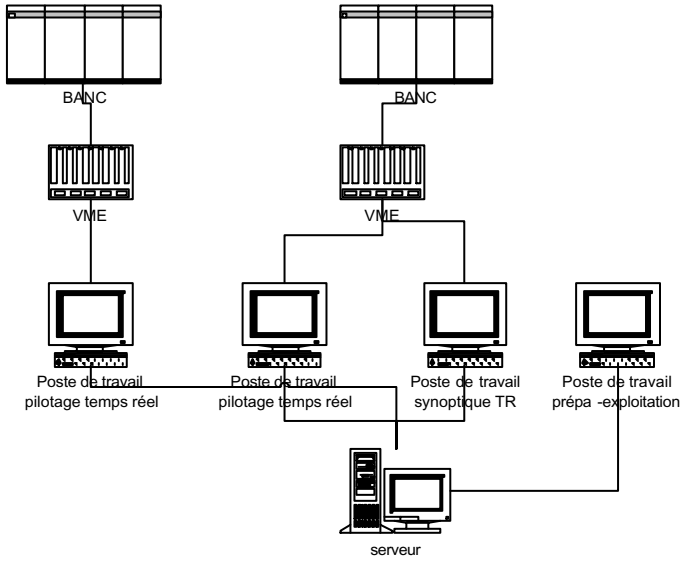
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

6.4 Exemples de configuration utilisant OSIRIS.

Autonome bi-écran



en réseau



En Labo

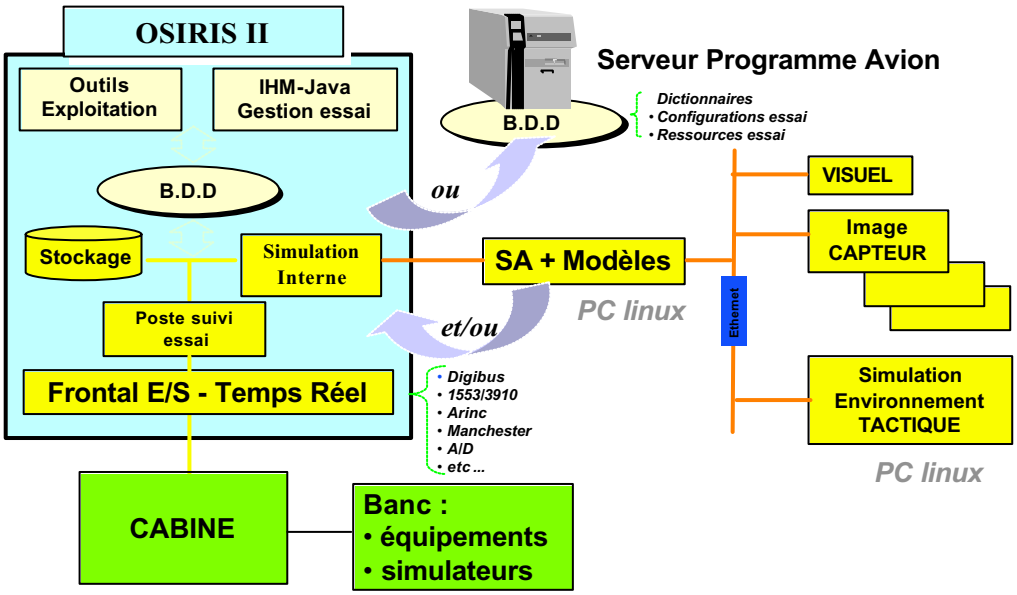


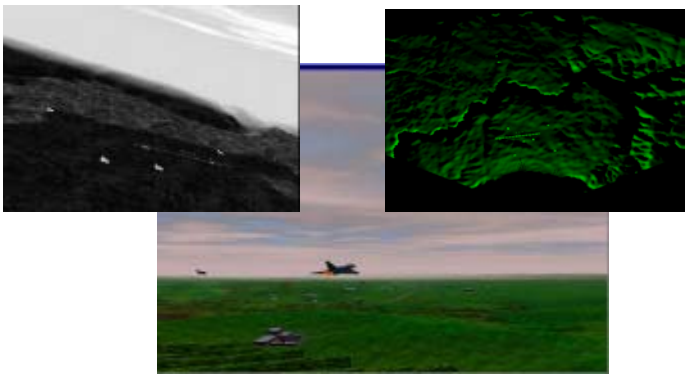
En Piste

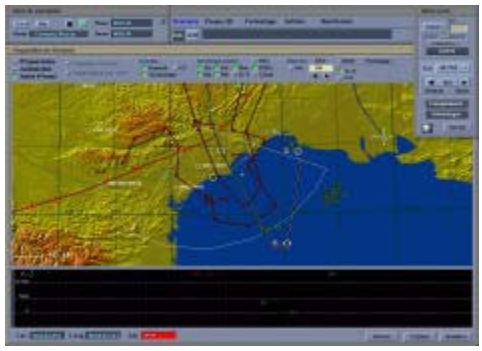


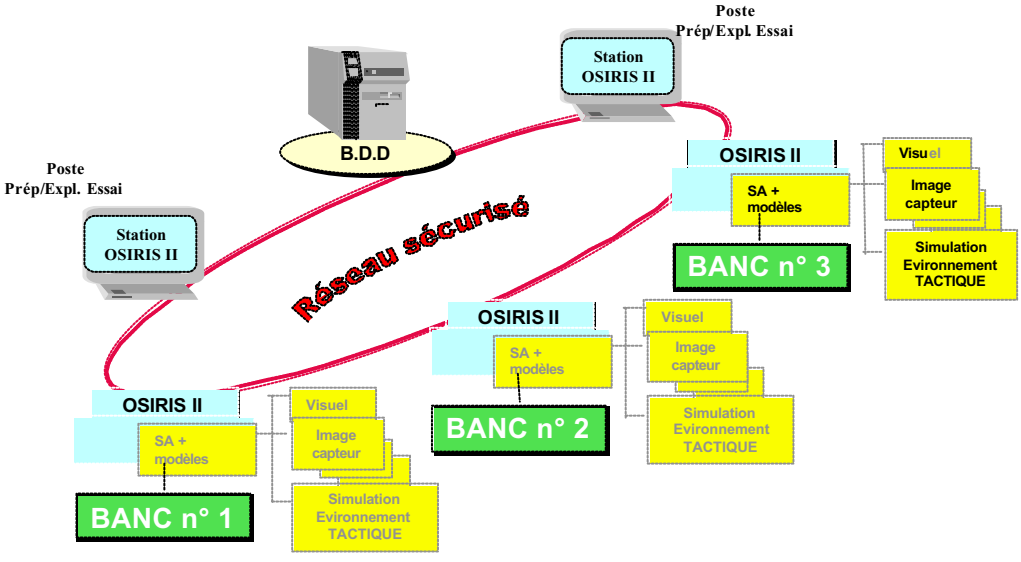
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

6.5 Exemple d'interconnexion avec d'autres outils









Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

7. LES SIMULATEURS PERMANENTS D'ÉQUIPEMENTS (SPE)

7.1 Le besoin

Parallèlement aux outils polyvalents, couvrant l'ensemble des fonctionnalités possibles sur un banc, doivent coexister des simulateurs d'équipements plus simples quoique capables de plusieurs équipements et toujours disponibles.

N'ayant pas pour but de remplacer les équipements à intégrer ces simulateurs permettent d'utiliser des bancs partiels en simulant des équipements intervenant très peu dans la phase d'intégration en cours et en offrant des possibilités de configuration intuitives et rapides, accessibles au non-spécialiste du sous système.

Ces simulateurs contribuent notablement à la réduction des coûts par la diminution du nombre d'équipements réels nécessaires ainsi que par celle des spécialistes devant être présents simultanément sur un banc.

Pour chaque équipement simulé les configurations courantes sont préprogrammées et accessibles par IHM. On peut, en plus, accéder à tout paramètre émis pour forcer manuellement sa valeur.

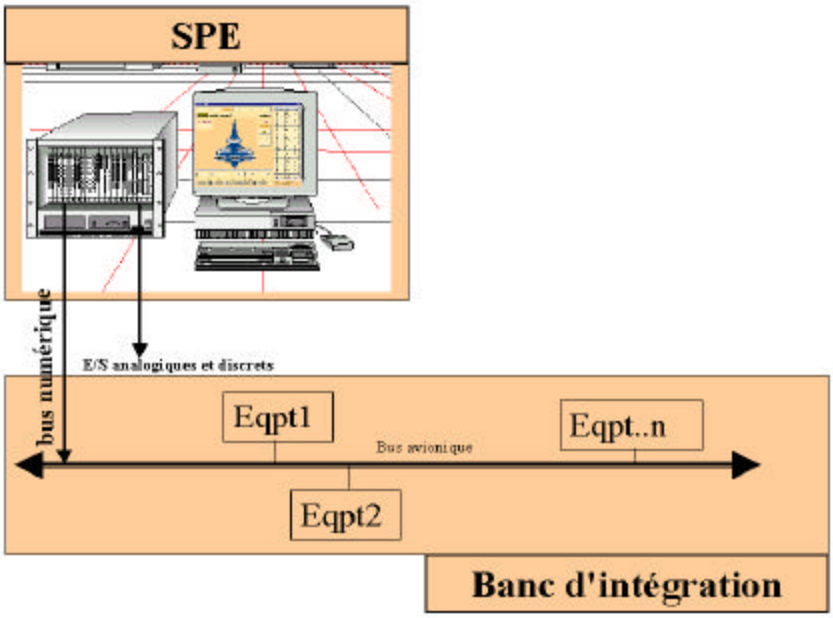
7.2 Principe de réalisation

La base est celle d'OSIRIS :

- Rack VME, les coupleurs étant limités à ceux nécessaires (4 X 1553 et des analogiques par exemple).
- Un PC est utilisé pour l'interface.
- Des IHM modèles spécifiques sont ajoutés.
- Dans un souci de compacité les interfaces analogiques sont intégrés dans le rack VME (optocoupleurs, adaptations de niveaux).
- Dans certains cas, pour la mise au point d'équipements isolés chez le constructeur nous avons fourni une fonctionnalité de gestion de trame et de simulation de comportement de tout l'avion vis-à-vis d'un radar ou d'une arme.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

PRINCIPE



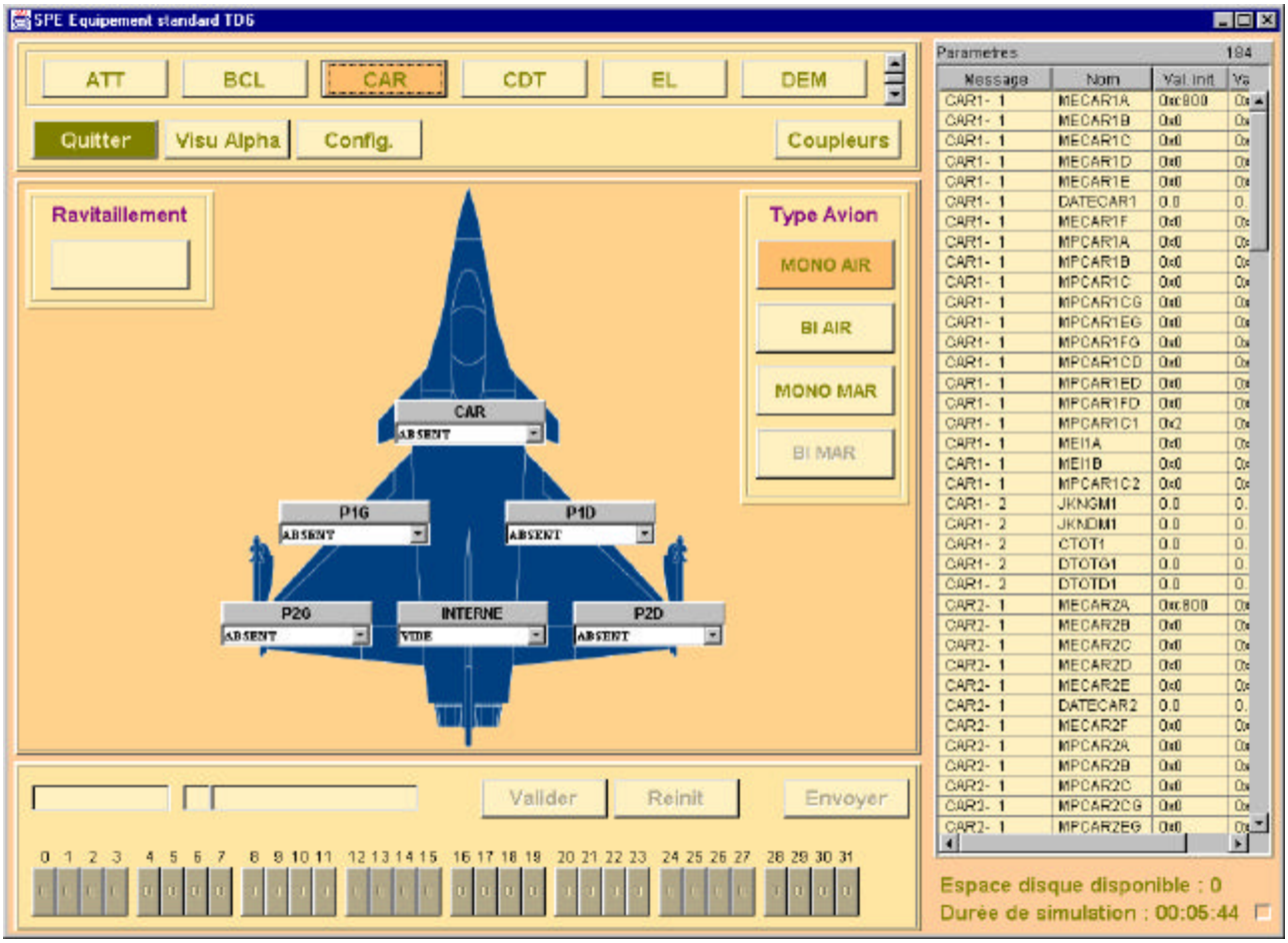
7.3 Exemple de réalisation

Exemple d'interface d'un simulateur spécifique



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Simulateur multi-équipement, sous-page carburant



Remarques:

- Le coût récurrent d'un SPE reste lié à celui de l'architecture VME.

- Le coût de développement a par contre été réduit au minimum (mise au point modèle avec son IHM spécifique) en réutilisant toute l'architecture OSIRIS.

Pour ces moyens développés à quelques unités, l'économie est importante.

Le même outil peut accueillir une application SPE et l'application complète OSIRIS, utilisable au choix suivant le type d'essai banc.

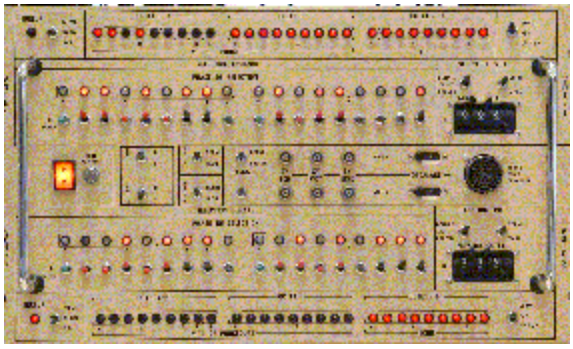
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

8. LA NOUVELLE GAMME SUR PC: VÉNUS

8.1 Le besoin

Cette gamme répond initialement au besoin de traiter les obsolescences de tiroirs décodeur des DIGIBUS à bas niveau.

Ces tiroirs basés sur de l'électronique classique, permettent une visualisation Temps Réel des échanges DIGIBUS à 50Hz (procédure ou DATA) et une synchronisation précise d'outils extérieurs. Fonctionnant au niveau des mots de procédure ces tiroirs n'utilisaient pas de dictionnaires d'échange et étaient totalement fiables. Leurs inconvénients étaient le côté peu ergonomique, la nécessité de plusieurs classeurs de fiches d'interface numérique et leurs prix.



LE DECODIGIBUS

La nouvelle gamme d'outils à base PC et d'une carte spécifique reprend tous les avantages de la gamme "électronique" et apporte de nombreuses fonctionnalités supplémentaires héritées d'OSIRIS. C'est le produit VÉNUS

8.2 Les fonctionnalités Temps Réel

- Couplage sur deux DIGIBUS simultanément,
- Monitoring Temps Réel à 50 Hz sur afficheurs à led au format binaire et hexadécimal,
- Monitoring Temps Réel multi paramètres sur écran (identique à OSIRIS) en brut ou étalonné grâce à un dictionnaire,
- Sortie de synchronisation avec trigger évolué,
- Acquisition intégrale (commandes + datas) avec un format compatible des exploitations ou stimulations OSIRIS.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

8.3 Fonctionnalités Temps Différé

- Sélection des informations à visualiser sur l'écran et sur le bandeau à led avec IHM intuitif, en s'appuyant ou non sur un dictionnaire d'échange,

- Dictionnaire d'échange et navigateur pour consultation ou sélection identique à celui d'OSIRIS,

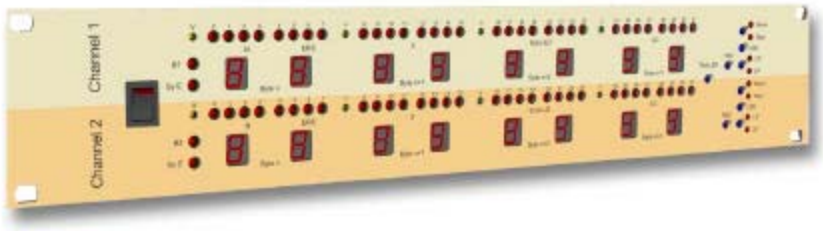
- Outils d'exploitation de trame ou de DATA identiques à ceux d'OSIRIS.

8.4 Développement réalisé

- Une carte d'acquisition BIDIGIBUS à base de FPGA dérivée de développements existants et dont les fichiers de configuration et d'échanges sont compatibles des modules Temps Différé et IHM de pilotage d'essais OSIRIS.



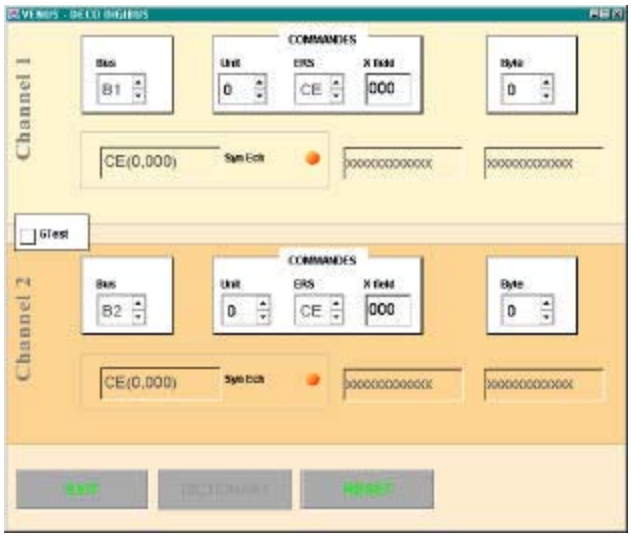
- Un module afficheur par led en binaire et hexadécimal.



- Le stockage directement sur PC au format compatible OSIRIS.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

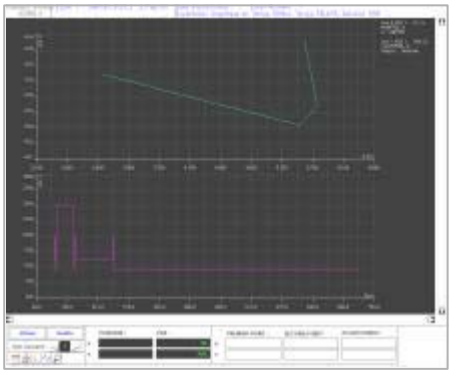
- Un IHM de sélection des paramètres à visualiser sans nécessiter de dictionnaire.



Tous les autres modules sont ceux utilisés dans les OSIRIS multifonction. Moins de 5% du code a dû être réalisé le reste ayant été réutilisé:

Monitoring temps réel tracés de courbes .etc ….





8.5 Caractéristiques

La plate-forme utilisée est un PC LINUX actuellement en Red hat 7.3 avec des patchs optimisant le Temps Réel et permettant un arrêt brutal sans conséquence pour l'intégrité des fichiers de la machine.



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Tous les développements ont été conduits pour être également compatibles de plate-formes WINDOWS (IHM JAVA, code C ANSI …).

Du fait de sa plate-forme PC et des technologies utilisées pour la carte d'acquisition et l'afficheur, la gamme de prix est très basse.

Cet outil est en déploiement aux bancs, en chaîne de production et pour le soutien de nos avions chez les clients.

Le logiciel commun avec OSIRIS est géré en configuration sur continuus et peut évoluer.

8.6 Évolution et positionnement de la gamme PC

- La gamme PC est dédiée principalement aux fonctionnalités ne nécessitant qu'un type d'essai, le VME étant utilisé pour les configurations complexes.

- La version DIGIBUS est en déploiement.

- Une version d'acquisition 1553 est en cours de réalisation reprenant une majorité de ce qui a été réalisée pour le DIGIBUS : adaptation de la carte DIGIBUS (micro programme et adaptation d'impédance), même bandeau afficheur.

- Une version simulation DIGIBUS ou 1553 va être réalisée en utilisant une carte au format PMC existante. Cette version réutilisera, là encore les développements effectués dans les versions VENUS d'acquisition pure et sur les OSIRIS. Ce sera un simulateur permanent d'équipement sur PC simplifié mais de faible coût.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

9. CONCLUSION

OSIRIS a maintenant généré une gamme complète d'outils utilisée pour la mise au point des systèmes chez Dassault Aviation.

Des systèmes multicoupleurs VME avec base de données partagées au PC VENUS utilisable sous l'avion en passant par le simulateur permanent d'équipement, l'utilisateur travaille avec :

- Les mêmes dictionnaires,
- La même gestion de contexte d'essais,
- Les mêmes outils d'exploitation,
- Les mêmes formats de stockage,

et peut les échanger d'un outil à l'autre.

Une architecture modulaire et une gestion de configuration rigoureuse permettent de mutualiser les développements et de réduire le coût moyen de maintien en condition opérationnelle.

F. VINCIGUERRA **J-P RAVANEL**

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

DASSAULT
AVIATION
Division DÉFENSE

ETTC 2003
PC D'ANALYSE LX

Bernard KRIER
DASSAULT AVIATION -DIRECTION DES ESSAIS EN VOL
13804 ISTRES Cedex

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

DASSAULT AVIATION
Division DÉFENSE

TABLE DES MATIERES

1. LE DATA-LINK DES AVIONS D'ARMES 3
1.1 Pourquoi 3
1.2 Règles générales de fonctionnement d'une liaison de données (data-link) 3

2. LE RÉSEAU LX 5
2.1 Structure du réseau 5
2.2 Données circulant sur le réseau 5
2.3 Fonctionnement 5

3. LE PC D'ANALYSE LX 7
3.1 Le temps réel 7
3.2 Le temps différé 10

4. CONCLUSION 12

RESUME

Le PC d'analyse LX est un outil d'analyse et d'exploitation de liaisons de données "data-link" d'un avion d'armes participant à un réseau. Utilisé en temps réel, il permet de surveiller l'activité du réseau. En temps différé, l'outil permet de valider les données échangées sur le réseau.

ABSTRACT

The "PC d'analyse LX" is an analysis tool for military aircraft data link. In real time the user can monitor the network activities. Used during post flight, this tool allows the data analysis engineer to validate the data link values on the network.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

1. LE DATA-LINK DES AVIONS D'ARMES

1.1 Pourquoi

Les liaisons de données sont aujourd'hui un élément essentiel de l'utilisation d'un avion d'armes dans un système de forces. Les essais de ce type de liaison demandent, pour assurer une mise au point rapide et efficace , des outils d'analyse performants aussi bien en temps réel pour la conduite de l'essai , qu'en temps différé pour la vérification et l'exploitation plus détaillée.

1.2 Règles générales de fonctionnement d'une liaison de données (data-link)

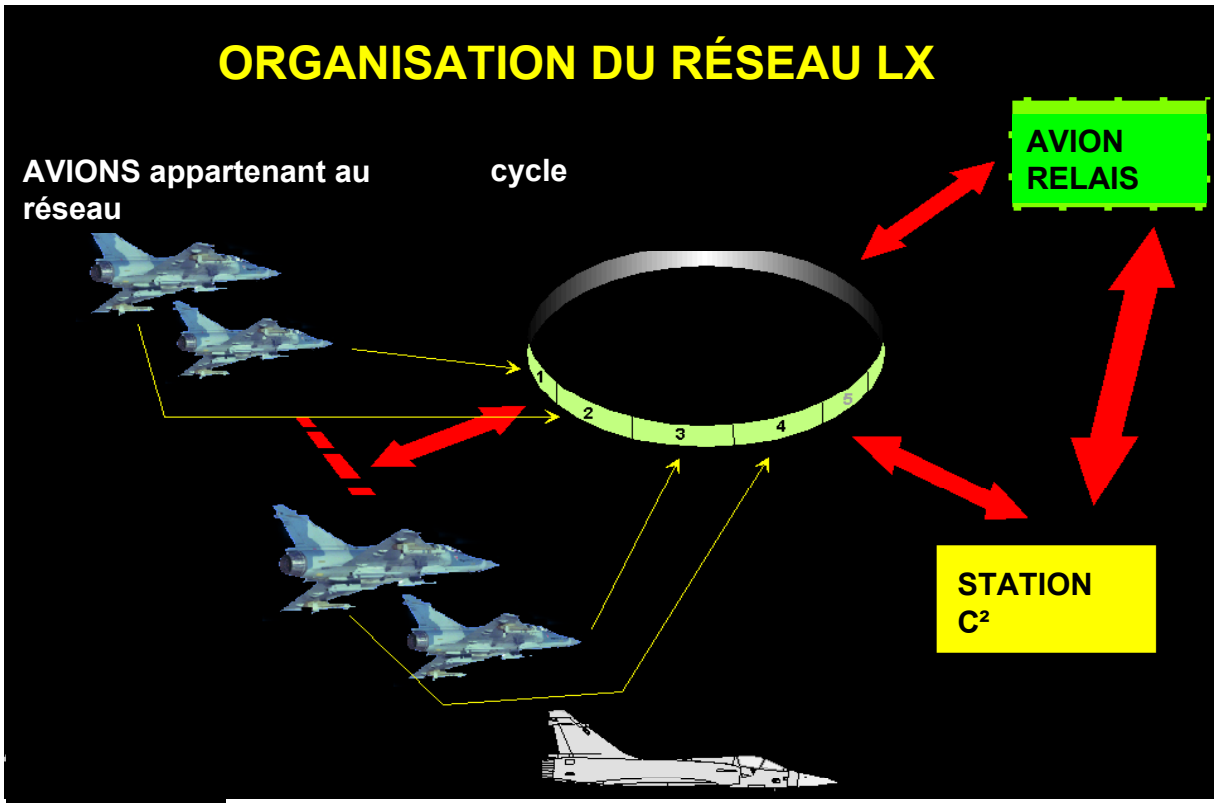
- Le Data-link est un système qui permet aux participants du réseau, de s'échanger des données numériques. L'échange de données concerne principalement la situation tactique. Il est réalisé grâce à une messagerie imposée (format, contenu) par l'intermédiaire d'émetteurs hyperfréquences.

- Sur un réseau data-link, il y a les mobiles participants (un au minimum) plus un participant particulier : le centre de commandement qui assure la gestion du réseau (C^2).

- Chaque participant dispose d'une unité de temps (time slot) pour émettre sur le réseau ; le reste du temps il est à l'écoute des données circulant sur le réseau.

- Le centre de commandement (C2) dispose pour sa part de plusieurs time slot pour émettre ses données.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.



- Chaque participant émet nécessairement sa position ainsi que les pistes (radar, contre-mesures) éventuellement détectées. D'autres informations relatives à son état peuvent aussi être émises.
- Le C² diffuse sur le réseau l'ensemble des pistes détectées, des ordres, des coordonnées d'objectif.
- Le réseau est protégé contre les brouilleurs (évasion de fréquence) et sécurisé par cryptage des données.
- Les données circulant sur le réseau sont présentées de manière synthétique au pilote participant au réseau. Celles émises par le système le sont automatiquement sans intervention humaine.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

2. LE RESEAU LX

C'est le protocole d'échange de données tactiques retenu pour les avions d'armes considérés.

2.1 Structure du réseau

- Le réseau est composé de N time slots, autorisant x participants à se connecter au réseau, plus un centre de commandement C² disposant de plusieurs time slots consécutifs.
- Chaque participant envoie ses données durant son time slot; le reste du temps il est à l'écoute du réseau.
- Le réseau est dit point à point et ne nécessite aucun dialogue particulier lors de l'arrivée ou du départ d'un participant

2.2 Données circulant sur le réseau

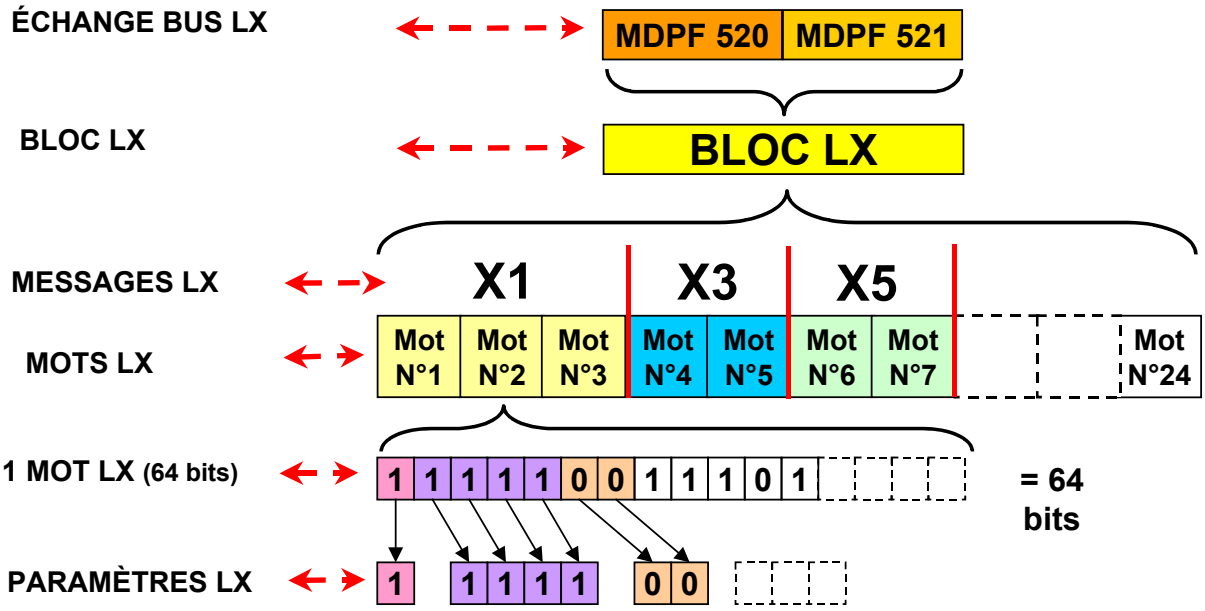
- Le vecteur d'état (seul message obligatoire) contenant la position la vitesse et des statuts relatifs au participant.
- Des pistes radar ou contre-mesure issues des capteurs du participant.
- Des ordres (venant du C²) comme par exemple des assignations d'objectif ou de consignes de vol.
- Des buts de navigation

2.3 Fonctionnement

- 3 équipements principaux interviennent au niveau des systèmes avions pour la réalisation de la fonction data-link:
  - Le CP (calculateur principal) qui assure la gestion totale des systèmes via un bus numérique.
  - Le TDP est un boîtier assurant l'interface entre le poste radio et le CP.
  - L'émetteur chargé d'émettre et de recevoir par voie hertzienne les données numériques.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

- Les données à émettre sur le réseau forment un bloc LX répartis dans deux messages émis par le CP à destination du TDP (MDPF-520 et 521). Ce bloc contient des mots LX de 64 bits chacun. Le dictionnaire LX permet ensuite de déterminer la signification de chaque bit de l'ensemble des mots LX.



- Les données reçues (correspondant à l'activité du réseau) sont envoyées vers le système dans deux messages TDP-1 et 2 et forment de la même manière que précédemment un bloc LX.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

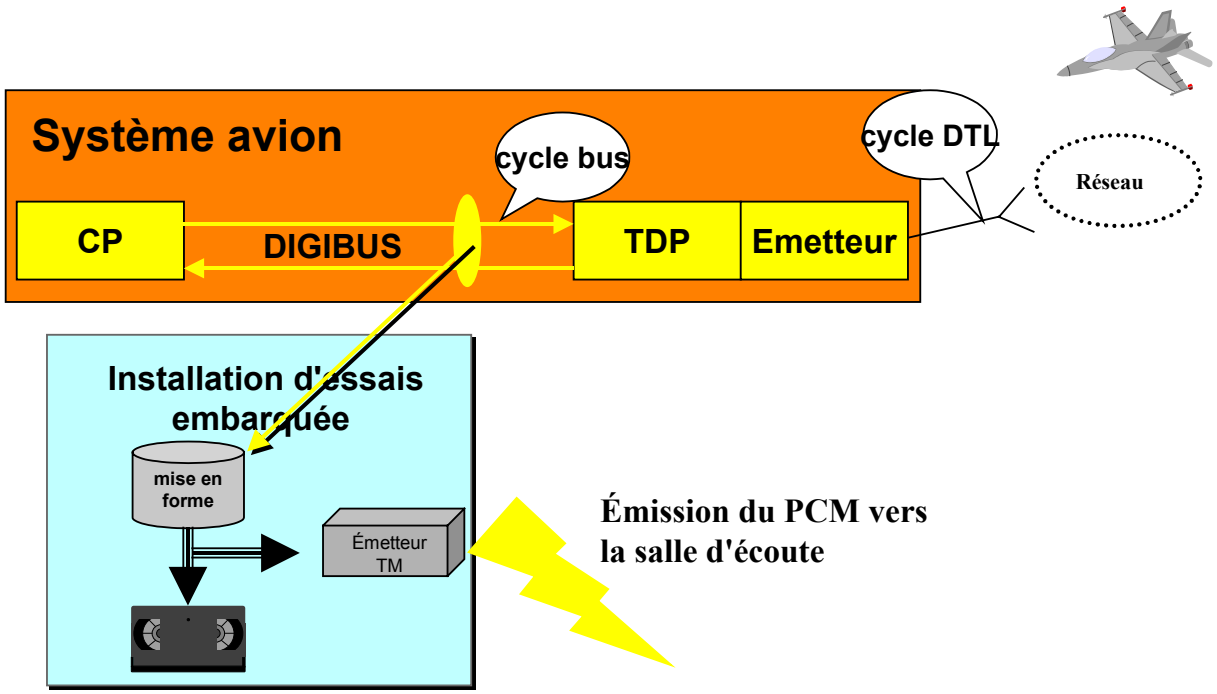
3. LE PC D'ANALYSE LX

3.1 Le temps réel

- Les essais relatifs à la mise au point d'une fonction de liaison de données nécessitent l'utilisation de nombreux moyens (plastrons) qui demandent une grande coordination. Il est donc très important de disposer en temps réel d'un outil qui permet aux équipent d'essais de s'assurer que:
  - l'avions en essais émet ces données sur le réseau
  - la réception des données du réseau est correcte (aspect hertzien et aspect bus numérique)
  - les plastrons appartiennent et dialoguent sur le même réseau
  - les ordres du centre de commandement sont correctement interprétés

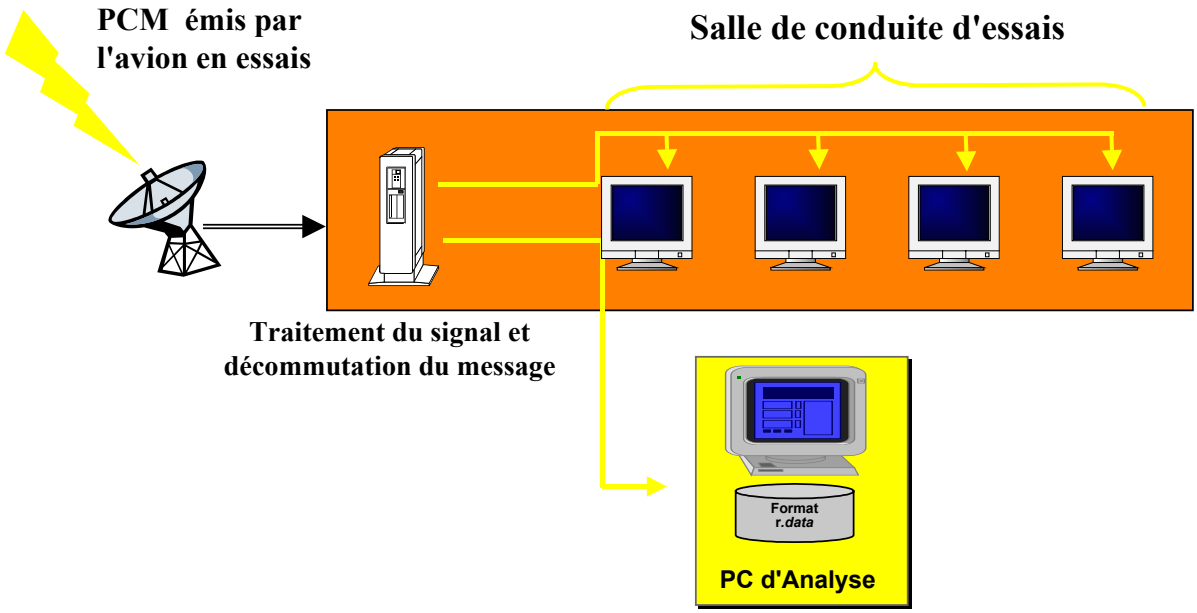
Le PC d'analyse assure en temps réel cette fonction en présentant en temps réel l'activité du réseau.

- En temps réel, les quatre messages (2 entrants et 2 sortants) sont enregistrés par l'installation d'essais et transmis au sol via le flux télémesure

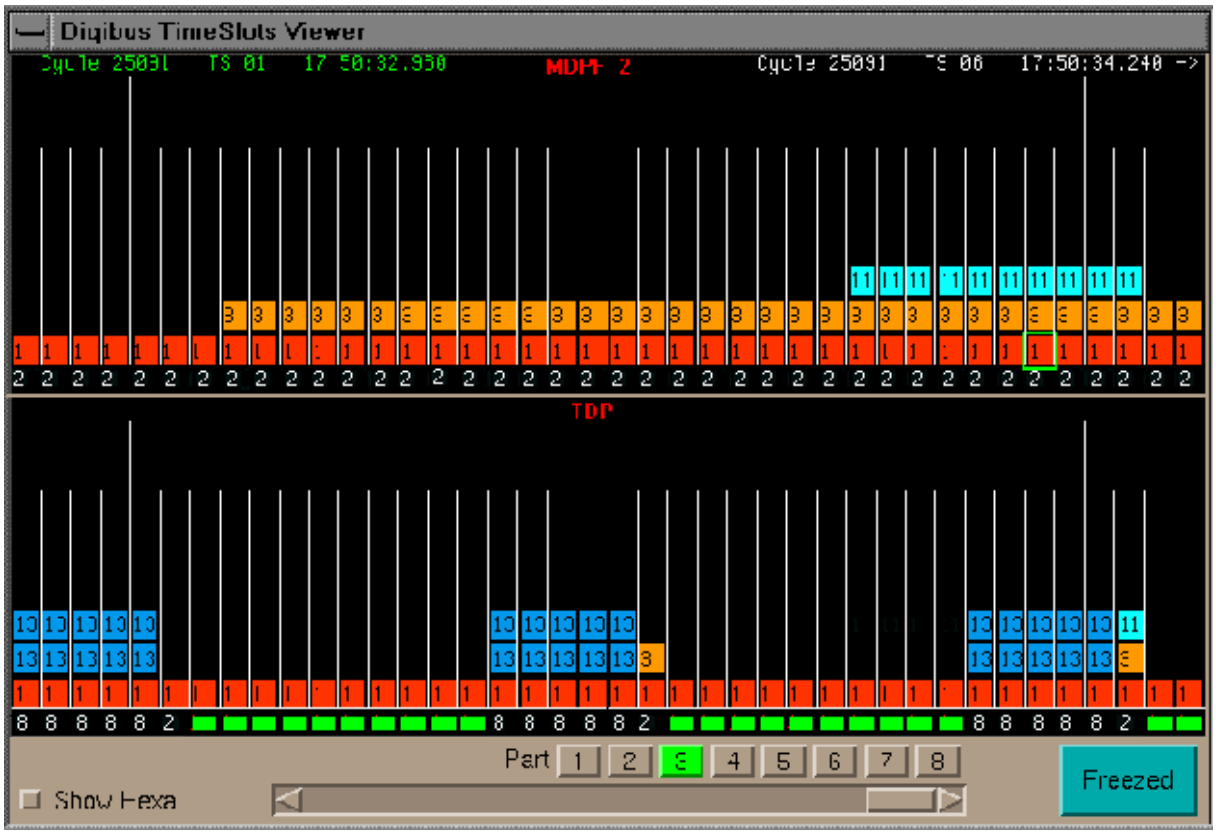


- Le flux PCM est ensuite traité par les stations sols est envoyé vers les salles de conduite d'essais et vers le PC d'analyse.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

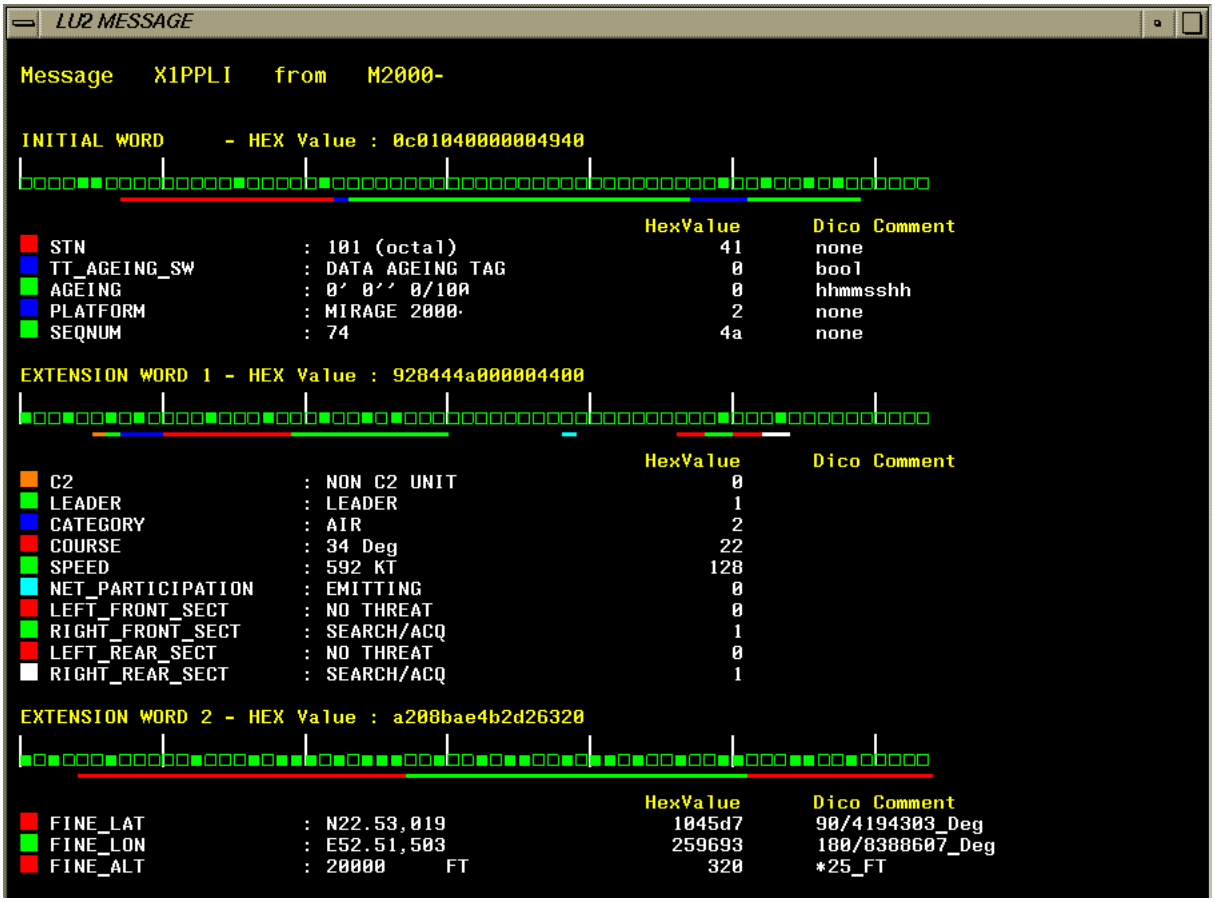


- En mode temps réel, la principale activité consiste à surveiller le fonctionnement du data-link sur avion. Pour réaliser cette fonction, l'utilisateur visualise les données envoyées Messages MDPF) et les données reçues (messages TDP) à l'aide du "Time Cycle Digibus Viewer".



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Si l'utilisateur souhaite consulter les données d'un message particulier, il a accès par double clic, à l'IHM de "message viewer" où les paramètres LX sont extraits en temps réel et exprimés en grandeur physique.



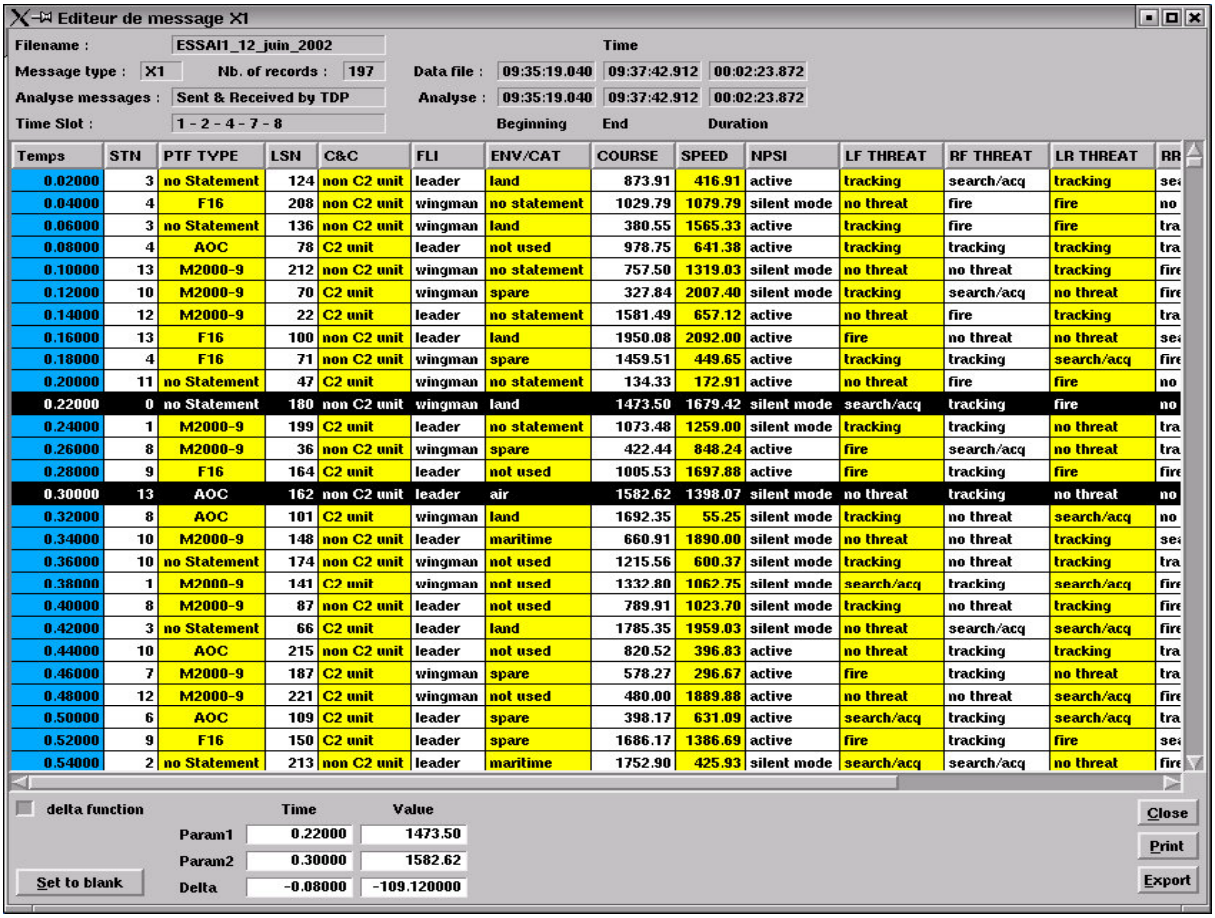
- Pour les messages apériodiques, l'utilisateur dispose d'outil spécifique permettant d'enregistrer ces données aléatoires et de les visualiser au fur et à mesure de leur apparition.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

3.2 Le temps différé

- En temps différé, la problématique est différente: il ne s'agit plus de disposer d'un outil permettant de suivre aisément l'essai mais d'un outil permettant de valider les données circulant sur le réseau LX.

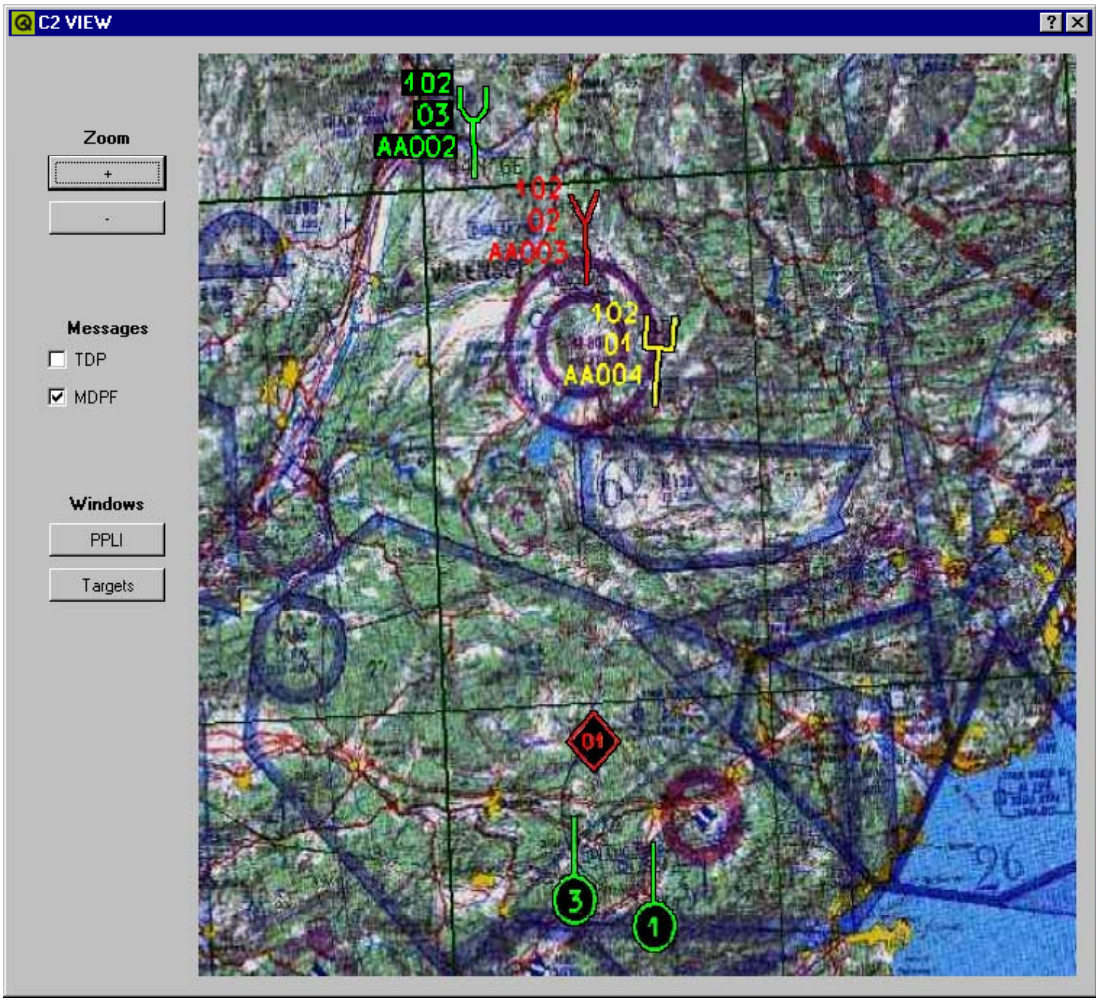
- Pour ce faire, en temps différé, l'utilisateur dispose des même outils que ceux utilisés en temps réel, plus d'un outil d'édition des messages où tous les paramètres sont interprétés. Associé à ces données l'utilisateur dispose de critère de filtrage permettant de réduire les données présentées pour une exploitation fine.



Temps	STN	PTF TYPE	LSN	C&C	FLI	ENV/CAT	COURSE	SPEED	NPSI	LF THREAT	RF THREAT	LR THREAT	RR
0.02000	3	no Statement	124	non C2 unit	leader	land	873.91	416.91	active	tracking	search/acq	tracking	se
0.04000	4	F16	208	non C2 unit	wingman	no statement	1029.79	1079.79	silent mode	no threat	fire	fire	no
0.06000	3	no Statement	136	non C2 unit	wingman	land	380.55	1565.33	active	tracking	fire	fire	tra
0.08000	4	AOC	78	C2 unit	leader	not used	978.75	641.38	active	tracking	tracking	tracking	tra
0.10000	13	M2000-9	212	non C2 unit	wingman	no statement	757.50	1319.03	silent mode	no threat	no threat	tracking	fire
0.12000	10	M2000-9	70	C2 unit	wingman	spare	327.84	2007.40	silent mode	tracking	search/acq	no threat	fire
0.14000	12	M2000-9	22	C2 unit	leader	no statement	1581.49	657.12	active	no threat	fire	tracking	tra
0.16000	13	F16	100	non C2 unit	leader	land	1950.08	2092.00	active	fire	no threat	no threat	se
0.18000	4	F16	71	non C2 unit	wingman	spare	1459.51	449.65	active	tracking	tracking	search/acq	fire
0.20000	11	no Statement	47	C2 unit	wingman	no statement	134.33	172.91	active	no threat	fire	fire	no
0.22000	0	no Statement	180	non C2 unit	wingman	land	1473.50	1679.42	silent mode	search/acq	tracking	fire	no
0.24000	1	M2000-9	199	C2 unit	leader	no statement	1073.48	1259.00	silent mode	tracking	tracking	no threat	tra
0.26000	8	M2000-9	36	non C2 unit	wingman	spare	422.44	848.24	active	fire	search/acq	no threat	tra
0.28000	9	F16	164	C2 unit	leader	not used	1005.53	1697.88	active	fire	tracking	fire	fire
0.30000	13	AOC	162	non C2 unit	leader	air	1582.62	1398.07	silent mode	no threat	tracking	no threat	no
0.32000	8	AOC	101	C2 unit	wingman	land	1692.35	55.25	silent mode	tracking	no threat	search/acq	no
0.34000	10	M2000-9	148	non C2 unit	leader	maritime	660.91	1890.00	silent mode	no threat	no threat	tracking	se
0.36000	10	no Statement	174	non C2 unit	wingman	not used	1215.56	600.37	silent mode	tracking	no threat	tracking	tra
0.38000	1	M2000-9	141	C2 unit	wingman	not used	1332.80	1062.75	silent mode	search/acq	tracking	search/acq	fire
0.40000	8	M2000-9	87	non C2 unit	leader	not used	789.91	1023.70	silent mode	tracking	no threat	tracking	fire
0.42000	3	no Statement	66	C2 unit	leader	land	1785.35	1959.03	silent mode	no threat	search/acq	search/acq	fire
0.44000	10	AOC	215	non C2 unit	leader	not used	820.52	396.83	active	no threat	tracking	tracking	tra
0.46000	7	M2000-9	187	C2 unit	wingman	spare	578.27	296.67	active	fire	tracking	no threat	tra
0.48000	12	M2000-9	221	C2 unit	wingman	not used	480.00	1889.88	active	no threat	no threat	search/acq	fire
0.50000	6	AOC	109	C2 unit	leader	spare	398.17	631.09	active	search/acq	tracking	search/acq	tra
0.52000	9	F16	150	C2 unit	leader	spare	1686.17	1386.69	active	fire	tracking	fire	se
0.54000	2	no Statement	213	non C2 unit	leader	maritime	1752.90	425.93	silent mode	search/acq	search/acq	no threat	fire

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

- Pour faciliter l'analyse de la situation tactique, une visualisation de type C² est en cours de développement. L'objectif est de projeté sur une carte scannée les données transmises dans les deux messages TDP et relatives aux:
  - positions de chacun participant
  - pistes radar
  - pistes contre-mesures
  - buts de navigation



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

4. CONCLUSION

- Toutes les IHM intégrées dans le PC d'analyse ont été développées pour le simulateur de réseau (DLS) utilisé par l'ensemble des intervenants lors des phases de validation de la fonction data-link. Donc du point de vue IHM, aucun développement spécifique n'a été réalisé.

- Le travail principal a consisté à adapter au cycle du bus numérique les IHM du DLS définies initialement par rapport au cycle data-link du réseau.

- Par rapport aux outils classiques disponibles en temps réel ou en temps différé, le gain de productivité est estimé à près de 50%.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Outil d'aide au pilotage permettant de suivre une trajectoire imposée

Joël GRUEL
EUROCOPTER , an EADS Company
DIRECTION DES ESSAIS EN VOL
Aéroport Marseille Provence
13725 MARIGNANE Cedex

e-mail: joel.gruel@eurocopter.com

ABSTRACT

For Research on future helicopters and certifications, Eurocopter realizes noise flight tests. During these tests, the pilot must follow a defined and accurate trajectory.
The purpose of the conference is to present a real time trajectory system developed by Eurocopter to help the helicopter pilot to follow the required path during noise flight test.

RESUME

Dans le cadre de la certification ou du développement de nouveaux hélicoptères, Eurocopter réalise des vols d'essais d'identification du bruit. Pendant ces vols, le pilote doit suivre une trajectoire précise.
Le but de cette conférence est de présenter un outil temps réel développé par Eurocopter afin d'aider le pilote à suivre une trajectoire imposée durant les vols d'identifications du bruit.

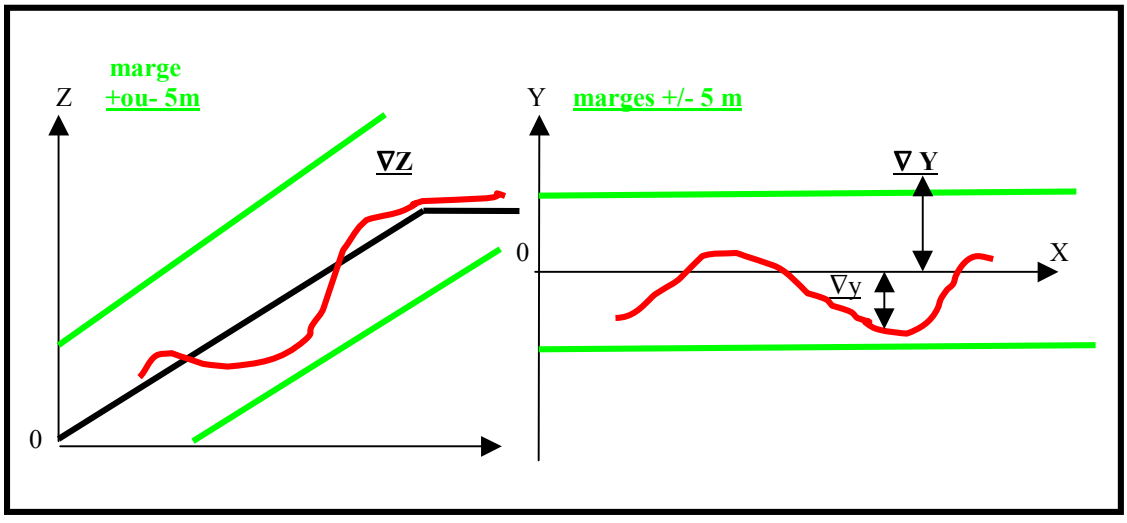
INTRODUCTION

Pour définir des procédures de moindre bruit, une campagne de mesure des empreintes sonores sur hélicoptère Dauphin a été réalisée. En fonction des procédures (approche, décollage, survol) 20 microphones et appareils d'enregistrement sont répartis de part et d'autre d'un axe de piste. Les trajectoires d'essai sont définies par rapport à la matrice de microphones au sol. Un système de trajectographie en temps réel a été développé à Eurocopter afin d'aider le pilote à suivre de façon précise les trajectoires d'essai.

PRESENTATION DU BESOIN

L'annexe 1 résume les constituants du système de trajectographie tel qu'il a été demandé.
Les procédures d'atterrissage à moindre bruit sont caractérisées par des segments de droites à différentes pentes et avec accélération ou décélération sur trajectoire. Pour exécuter ces trajectoires, il est demandé (voir annexe1) de les positionner par rapport au point de sécurité à l'atterrissage et/ou à la matrice des microphones grâce à un guidage par DGPS. La précision demandée au système se situe à deux niveaux : celui du suivi des pentes et celui de la précision de l'affichage.
En temps réel, les écarts de position de l'appareil par rapport à la courbe théorique seront indiquées au pilote afin de respecter les marges de pilotage de + ou – 5 mètres (voir figure 1 ainsi que les angles de pente et de descente conformément à la norme acoustique (FAA).
Les trajectoires étant plus ou moins complexes, elles sont décomposées en plusieurs segments. Le pilote devra être informé des changements matérialisés par les points X1,X2,X3.

Figure 1



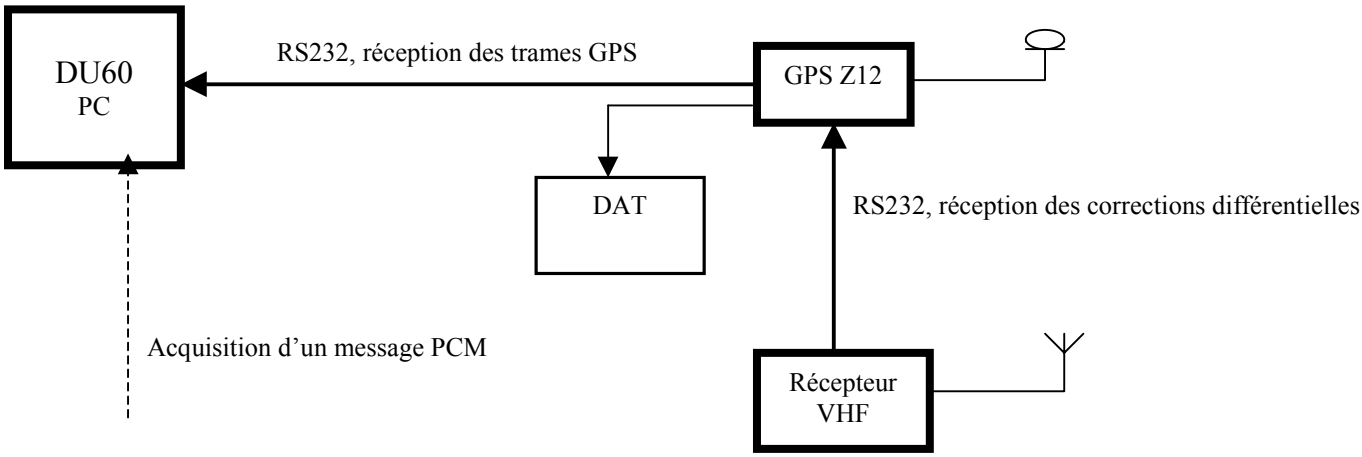
DESCRIPTION DE LA SOLUTION ADOPTEE

Le besoin exprimé nous a conduit à une solution à base d'un PC associé à un GPS différentiel temps réel.

L'ensemble du système est constitué de :

- Un DU60 , PC de la société KN SYSTEMES
- Un GPS Z12 ASHTECH utilisé en différentiel temps réel.
- Un récepteur VHF TENUM .

SYNOPTIQUE



Le DU60 a été développé par la société KN SYSTEMES sur des spécifications Eurocopter. Il s'agit d'un PC avec des cartes au format PC104. L'encombrement matériel a été prévu au format BNAE, afin de pouvoir se monter rapidement sur la planche de bord de l'hélicoptère.
Il est équipé d'une carte acquisition PCM au format PCMCIA permettant éventuellement de traiter et d'afficher des informations de l'installation d'essais.
L'écran de 6 pouces est complété d'une dalle tactile.

Le GPS Z12 est associé à un récepteur VHF TENUM qui reçoit les corrections différentielles d'une station sol.

Un DAT D4 enregistre le message GPS pour un traitement sol en différé.

FONCTIONNALITES LOGICIELLES DU SYSTEME

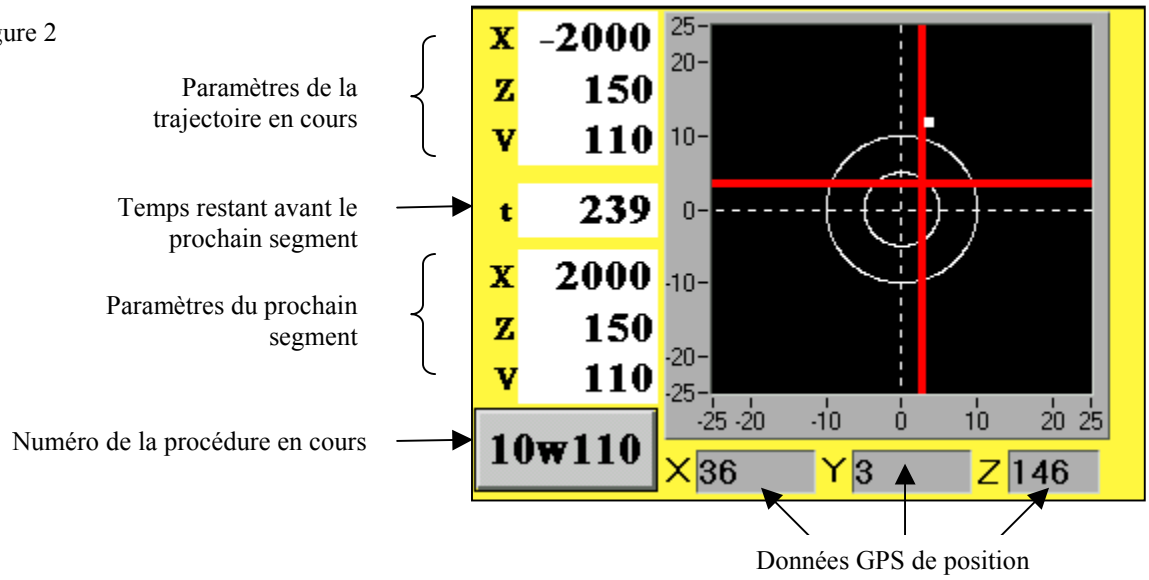
Le logiciel a été développé sous Labview. Ses fonctions sont :

- Sélection de la trajectoire d'essai.
- Affichage des informations sur la trajectoire à réaliser.

- Ecarts de position en temps réel de l'hélicoptère par rapport à la trajectoire théorique.
- Affichage des résultats de la trajectoire sous forme de tracé.

La figure 2 présente l'écran d'affichage. Sur la partie gauche de l'écran, nous trouvons les informations concernant la trajectoire. Sur la partie droite de l'écran, 2 aiguilles croisées mobiles matérialisent la position de l'hélicoptère tandis que les lignes pointillées fixes représentent la trajectoire théorique. Le cercle intérieur indique les marges de pilotage de + ou – 5m.
Le carré blanc est un vecteur de tendance sur la position de l'hélicoptère.

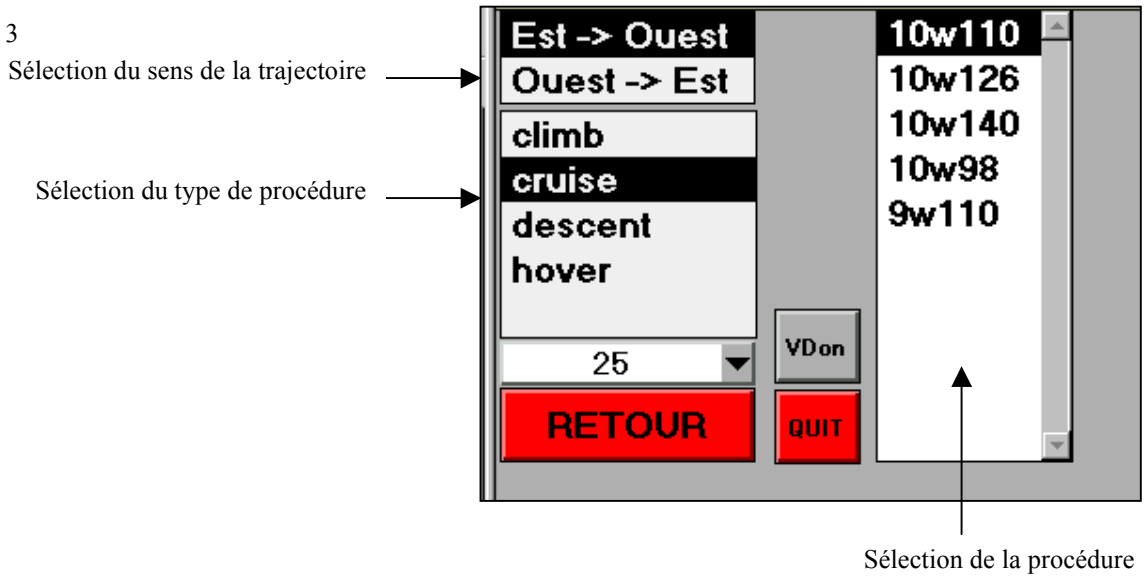
Figure 2



Ecran de sélection des procédures :

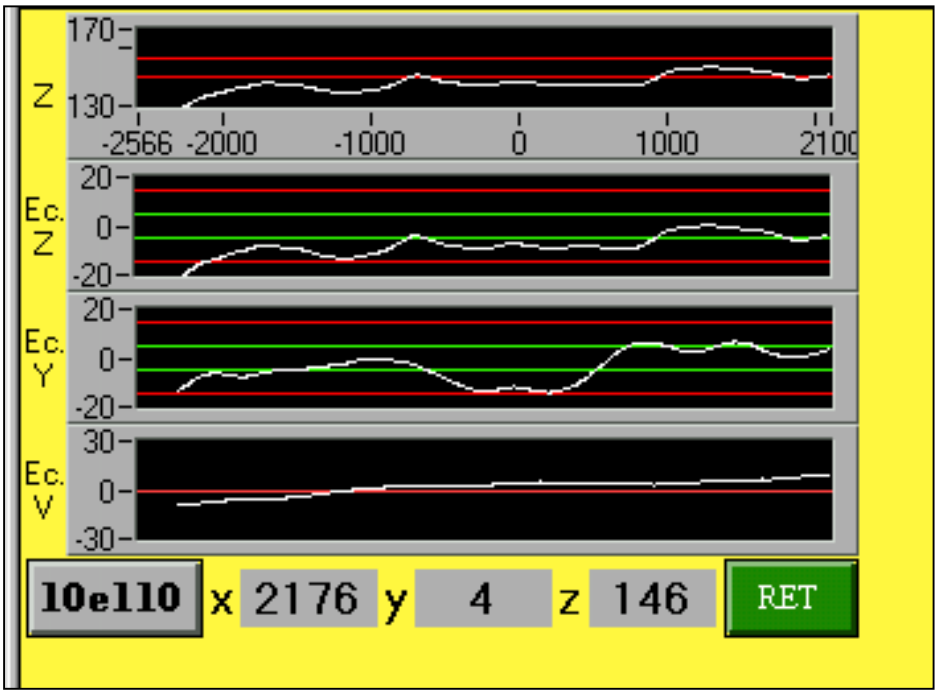
Dans la campagne du Dauphin, plus de 130 procédures de décollage, atterrissage et survol ont été définies.
Les trajectoires théoriques sont saisies avant la campagne d'essais dans des fichiers ASCII. et regroupées par type de procédure (atterrissage, survol, etc..).(voir figure 3)

Figure 3



Ecran de visualisation de la trajectoire:

A la fin de la procédure, l'équipage a la possibilité de visualiser la trajectoire. L'altitude, les écarts de vitesse, de position latérale et d'altitude sont tracés et permettent de valider la procédure.



RESULTATS

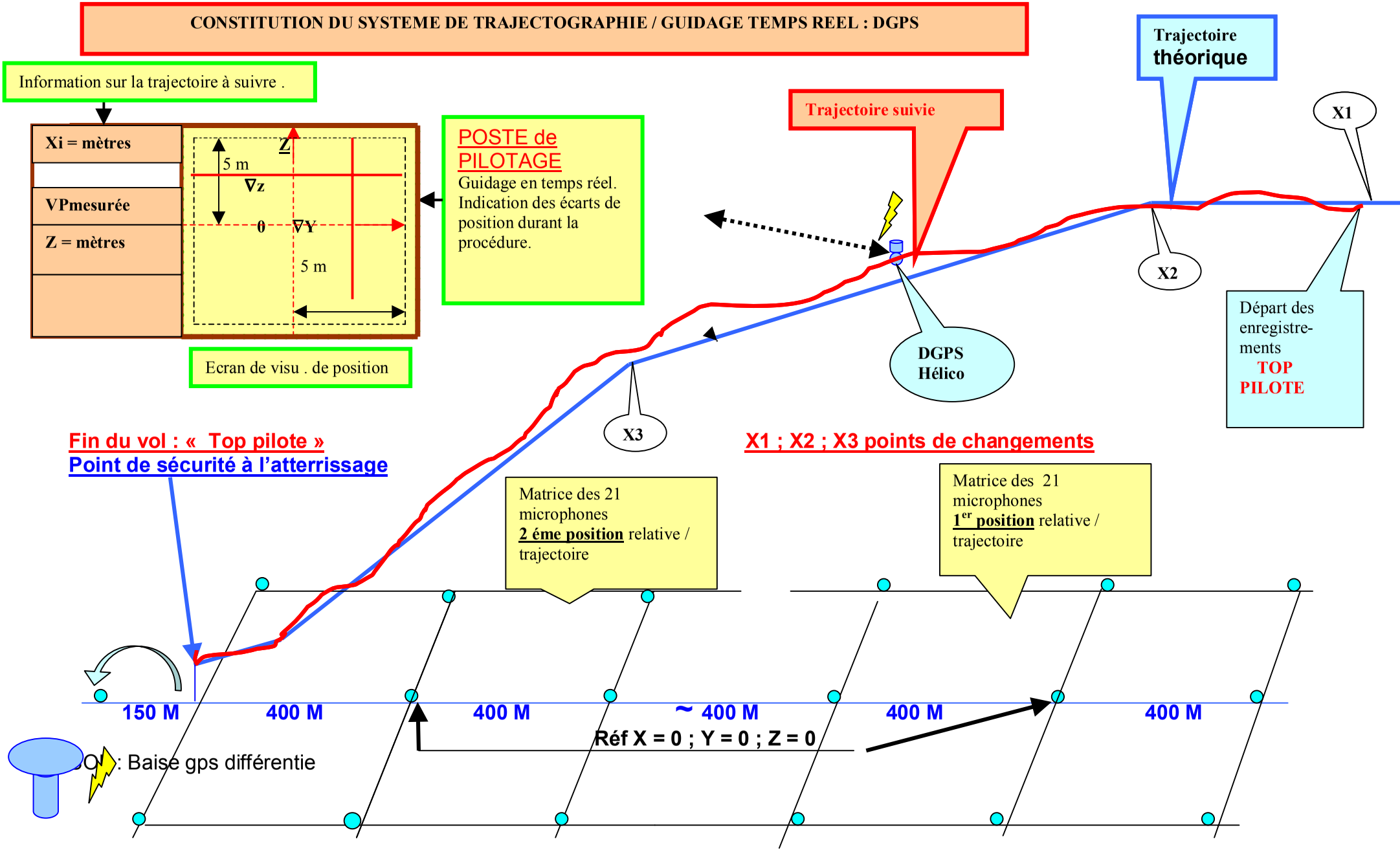
En un peu moins de 18h de vol, 150 trajectoires ont été réalisées. 133 sont considérées comme bonnes.
Le système a permis de reprendre immédiatement les trajectoires mauvaises grâce à l' écran de visualisation sans attendre le traitement différé.
Présentation d'un extrait d'une bande de vol.
Comparaison du traitement temps réel et dépouillement temps différé.

CONCLUSION

Le matériel apporte toute satisfaction. Il est intégrable rapidement sur toute planche de bord.
L'écran tactile est apprécié.
Le système a permis une bonne exécution des vols. Il est « pilotable » par le pilote et pourra être amélioré pour une autre campagne par ajustement de certains paramètres.

ANNEXE 1

CONSTITUTION DU SYSTEME DE TRAJECTOGRAPHIE / GUIDAGE TEMPS REEL : DGPS



Merging Military Aircraft and Commercial Aircraft Flight Test Architecture and Technologies

Philippe RICCO
Martin WEYMANN
François-Henri WORM

Creative Electronic Systems
Email: ces@ces.ch

Abstract

Commercial aircraft are in the process of defining new standards with the introduction of the Airbus 380, involving the latest digital information techniques, such-as the AFDX onboard real-time network. Military aircraft are also in the process of using COTS hardware and software elements with the European Fighter being the latest example.

CES is involved in the two fields and is presenting a test system with the latest methods used for the A380 matched with the technology used for military aircraft.

Commercial aircraft:

Although the technology used in the design of the A380 and its test systems is completely new, the architecture of its test system evolved from a continuous modeling effort over the last 10 years. The resulting IENA model has a scalable structure incorporating modular function units, based on enhanced hardware and software COTS elements, and a precise global datation system for all elements in the chassis. This architecture has been validated with the then existing aircraft interfaces, ARINC 429 and PCM.

The AFDX standard, a major innovation in aircraft technology first used in the A380, introduces telecom Ethernet-based technology as well as switch connection topology rather than point-to-point links or buses.

Airbus and CES partnered to develop a building block, which allows the simulation, test or connection of any AFDX equipped element, covering all of the ground test, simulation, and flight test equipment requirements, thus the name AFDX general purpose test platform.

It has been introduced in the IENA concept, which has been adapted to the AFDX topology. Another element has been the choice of Ethernet links and switches as the data extraction channels with the addition of redundancy and time control of the data transmission.

Finally a very advanced source synchronized datation system has been introduced so that all data is correctly time aligned directly at their entry in the flight test computer.

Military aircraft:

Different programs have allowed CES to develop the most common military aircraft interfaces, such as MIL 1553B, EFABUS and its extensions, private CCDLs, high-speed imaging interfaces and ATM or IP-based data deployment interfaces.

These function units share the same hardware and software elements as the commercial aircraft function units (i.e. VME, CompactPCI and PMC real-time PowerPC processors, multiple PCI buses, RTOS (VxWorks® and LynxOS®)).

They however incorporate some elements, which are normally less required in commercial aircraft. The first being environmental specifications. These function units are available in three grades, laboratory, extended specs or full ruggedized specs with the explicit requirement that the three versions must be able to run the same application code. This has led to the design of a new family of hardware, which guarantee a total reusability of the application software.

Another element is the size available for the embarked computers, which has led us to develop links to connect smaller units, while maintaining the transparency and the time information.

Finally CES' new family incorporates new hardware and firmware elements, whose target is to monitor the safety of the computer by providing on-line information on the status of each element, so that dynamic reconfiguration, of the whole or part of the system, is possible during the flight.

Introduction

Over the last 10 years CES has been involved in both commercial and military aircraft programs. In both fields the need to reduce development time and unit costs drives system designers to use COTS rather than specialized developments wherever possible.

Technology keeps evolving at a high rate compared to the development cycle of an aircraft. As an example, the IENA system evolved from a prototype based on Mips R3000 and Motorola 68040 processors at 25 MHz running LynxOS v 2.1 to a system using PPC 750CX processors at 600 MHz running LynxOS v 3.1. This evolution spans three generations of processor boards, each with its own characteristic hardware architecture.

System design must therefore be made as invariant as possible with respect to the technology used to implement it. Useful concepts for achieving this goal have been:

- The function unit
- The bundled package
- Hardware abstraction layers

Another characteristic of many aircraft programs is a large variation in the environmental requirements that systems must meet. Most units of an aircraft test system may be deployed in a laboratory environment, but a few units of the same system may be required to fly. Since an ever-growing part of system costs go into software development it is essential that the software can be re-used in systems with different environmental requirements. In order to avoid excessive software porting costs hardware platforms should therefore support a wide range of environmental specifications.

Working in both commercial and military programs of aircraft development, CES has acquired over the years know-how on both sides, which can be used for the benefit of the respective other field. Examples:

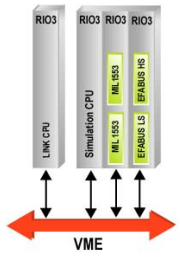
In the (commercial) IENA program, experience gained in the construction of (military) AGE systems based on boards that are 100% software compatible to their commercial-grade equivalents has been used to build a test system that is running the same software both in a laboratory and in a test-flight environment.

In the (military) AIDASS test system, BpNet, a hardware abstraction layer first used during the modeling phase of the (commercial) IENA system, has been used to simplify the network cabling and thus to considerably reduce the size of a portable test system. The integration of the AFDX test resource developed in the A380 context into the AIDASS system is in progress.

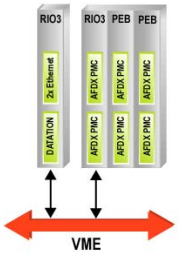
Driven by requirements to keep mission critical military aircraft systems operational despite of unusual external conditions, CES is integrating into its forthcoming generation of function units an unprecedented number of monitoring and re-configuration elements. It wouldn't come as a surprise if these elements, once developed, would also prove useful in commercial aircraft systems.

Three examples

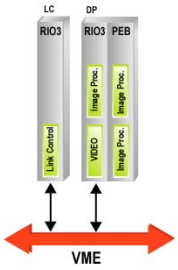
The following diagrams show elements of three different systems, each built using **function units** based on the same hardware and firmware elements:



1. Shows a section of an AIDASS test system: one dualMIL 1553 and one EFABUS function unit are combined with one simulation and one link CPU.



2. one section of the IENA-N2-AFDX concentrator shows one AFDX function unit (6 dual redundant AFDX channels) together with the controller unit, which implements the link and datation function.



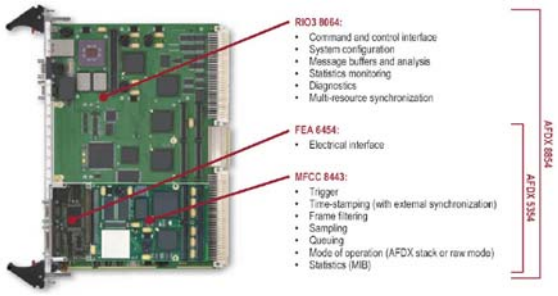
3. Two function units used in the Predator drone are shown: The LC unit controls the communication between air and ground while the DP unit is used for video control and image processing. Note that this system exists in 'mirrored' versions for air and ground.

The function unit

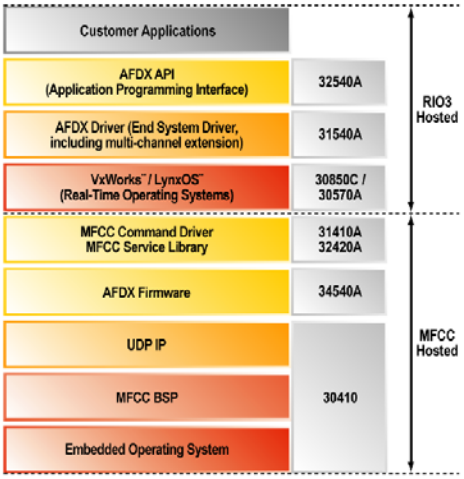
Over the last eight years, the hardware elements on which function units are based were using successive generations of the same basic elements:

- General-purpose PPC processors.
- Application specific FPGAs.
- Bus standards like VME and CPCI for interconnecting SBCs.
- PCI for integrating I/O options and / or auxiliary CPU power (PMCs).

All these elements can be demonstrated by looking at the architecture of the **AFDX function unit** shown in the diagram below:



The RIO3 8064, a VME SBC based on the PPC 750 or PPC 7410 implements the user interface and high level configuration and statistic services. The real time critical parts of the AFDX protocol are handled in an application specific FPGA on the MFCC 8443 PMC. This MFCC carries as well a PPC 750CX processor, which controls the FPGA and handles all aspects of the protocol being able to tolerate the latency restrictions implied by software implementation. Together with the integrated firmware and software, the function unit constitutes a **bundled package**, ready to be integrated into a larger system. As an example, the structure of the AFDX 8854 software/firmware levels is detailed below:



As technology evolves, the boundary between system parts implemented in FPGA, in dedicated processors, or in general processors may shift. This becomes especially apparent when looking at the capabilities of new FPGA families like the Xilinks Virtex II Pro, which provides the possibilities to integrate PPC 405 cores directly in the FPGA. The next generation of CES PPC boards, due to be operational end of 2003, uses these devices as key elements. To draw the maximum benefit of these possibilities, efforts are under way to design systems in a way that allows to fix the precise boundaries between hardware, firmware and software as late as possible in the implementation phase.

HW abstraction layers

Hardware Abstraction Layers (HALs) are one of the keys to assure the continuity of function units across several technology generations. They allow application specific software to stay invariant although the underlying hardware is replaced.

The most obvious HAL is the operating system (OS) itself. Most CES systems today rely on VxWorks® or LynxOS® as real time OS. As it happens, LynxOS® is currently dominating in the commercial domain, while most of the military programs in which CES is involved use VxWorks®. Linux® is already running on the current generation of CES PPC boards and real time flavors of Linux® are a very promising option for the future, provided that long-term support issues can be resolved.

As an extension to the services provided by the OS, CES has, in collaboration with its avionics partners, developed HALs that allow systems to be largely invariant with respect to the bus system chosen (VME or CPCI), the number of processors used to implement the system, and the redistribution of these processors between SBCs and PMCs. Examples of such HALs are the **BpNet** and **vmeQuick** software packages.

BpNet started as an attempt to provide to the first generation of MFCCs the network resources needed for a convenient OS support. It has since grown into a tool providing a coherent set of software services across different hardware- (VME, CPCI, PMC) and software- (VxWorks®, LynxOS®, Linux®) platforms. Its key concept is the **channel**:

A BpNet **channel** is a bi-directional, locking connection between two threads. Data delivery and error handling are guaranteed. The threads may run on the same processor or on different processors. If a set of programs is communicating via BpNet, it can be decided at runtime on which processor each program is running.

BpNet provides the following **services**:

- Thread synchronization.
- Data transport between threads.
- Name resolution: Clients may connect to servers without knowing their ‘physical coordinates’ in advance.
- IP-emulation. Programs using standard IP-sockets run ‘as is’ in a network of processors connected by BpNet (less throughput than raw channels, though).

BpNet has been extensively used for the first time in the IENA modeling phase. Very recently, a complex Radar application has successfully used BpNet to build an image processing system (pipeline structure), traditionally implemented with DSPs, on a set of CES RIOCs (CPCI PPC 7410 SBCs).

The **vmeQuick** package originated from the need to handle the hardware address translation between onboard and backplane bus (VME) addresses in an efficient and portable way. This need became first apparent in the AIDASS military aircraft test system, which requires a large VME address space that exceeds the size of the VME window of a SBC. Later the system evolved to integrate the use of DMA mechanisms wherever possible. This is transparent to the application, which can be written to run without modification on a system providing hardware DMA support and a system that does not. The vmeQuick package will use the hardware DMA if available and will otherwise emulate this function.

Air/Ground

The first generation of CES PPC based SBCs and PMCs, the RIO2 8062 and MFCC 8441 and 8442 had been designed using exclusively commercial grade components. But even without special precautions on the board level, it turned out that function units built with these boards could be used in air-borne as well as in ground based systems. The requirements of the air-borne environment could be met by the design of an appropriate chassis.

Soon after the introduction of the second generation of CES PPC boards, CES has been asked to design a version of the RIO3 8064 that is 100% software compatible to the 'standard' model, but capable to serve in a system meeting the requirements of the *Aircraft Ground Equipment* (AGE) specification. The resulting SBC, the RIO3E (E for extended specs) is today one of the basic elements in the IENA-N2-AFDX concentrator system. As mentioned above, this system also builds on the experience gained by the AGE chassis development, which was at the trigger of the RIO3E design in the first place.

The RIO3E also fitted the requirements of the Predator program evolution. However, the next step in this program involves flight altitudes that require conduction-cooled equipment. CES has developed a conduction-cooled variant of the RIO3, the RIO3 8066, which is again software compatible to the other members of the RIO3 family.

Today, the availability of components in both commercial and industrial grade is part of the basic design rules for the next generation of CES processor boards. This generation will be designed from the start to be available in standard, extended-specs and conduction-cooled variants.

Chassis

Environmental specifications rarely apply to individual boards. It is always the **system** that must fulfill the requirements. For this reason the design of an appropriate **chassis** is crucial when designing systems that have to meet ambitious environmental specifications. Even in the laboratory environment, few commercially available chassis are well adapted to systems that assemble a high number of powerful CPUs in relatively few slots. CES has, in collaboration with chassis manufacturers, developed a series of chassis that allow to rapidly build reliable multi-processor systems. A particularly ambitious example is the chassis used in the IENA-N2-AFDX concentrator. It is available in an air-borne and a laboratory version. This chassis is

shown below together with the AGE chassis from which it was developed.



Figure 1: IENA-N2-AFDX concentrator (Lab version)



Figure 2: AGE chassis (EADS Military Aircraft)

Datation

Data acquired by a complex aircraft test system can only be analyzed if data originating from different instruments (parameters) can be precisely correlated in time. The IENA system requires global **datation** (time-stamping) of all acquired parameters with a 0.5 microsecond precision and a 1 microsecond 48-bit wide resolution for long-term applications. The system must be synchronized with an external GPS time source in order to be able to correlate data acquired by independent test systems.

During the IENA modeling phase, CES developed a global synchronization system meeting these requirements. This system was first used for time-stamping PCM data acquired by the MFCC 8441 based PCM 5367 function unit. An enhanced version of this system, which allows direct IRIG-B input into the datation master unit (DAT 5384), is part of the IENA-N2 AFDX concentrator.

Independently, the AIDASS system uses a system wide time-stamping mechanism with 10 microseconds precision, but without direct GPS synchronization (time-stamp counters start counting from zero after system reset). With the integration of the AFDX general test resource into AIDASS both time-stamping methods will be supported b y the system. Since this function is implemented in the application specific FPGA of the MFCC, it is also feasible to directly integrate the IENA-style datation method into a variant of the MIL 1553 and EFABUS function unit.

For the next generation of CES PPC SBCs (RIO4, s. below), the integration of a GPS receiver directly on board (no PMC), as well as an on board solid state disk is foreseen.

Next generation

By the end of 2003, CES plans to have the first units of its new generation of boards operational. All boards in this family will use Xilinks Virtex II Pro FPGAs in which part of the available logic is reserved for application specific developments. The remaining FPGA resources will be used to implement powerful bus interfaces (e.g. VME 2eSST) and a sophisticated monitor and control system which allows to sub-divede a system composed of SBCs and PMCs into **secure cells**, functional subunits which can be individually re-configured and re-started without the need for a global system reset. The new family consists of

- **The RIO4 8070**, a VME SBC with up to two PPC 7457 CPUs, up to 2 GBytes of main memory, 10-

1000Mbit Ethernet, GPS receiver on board and a set of high-speed serial links for application specific needs.

- **The MFCC 8447**, a successor of the MFCC 8441 and MFCC 8443 is a PMC with PPC 750FX, up to 256 Mbytes of main memory and most of the Virtex II Pro resources available for specific applications.
- **The MFCC 8448**, will succed the MFCC 8442 and 8442xD PMC as powerful computing coprocessor. It can be equipped with up to two PCC 750FX or PPC 7447 CPUs, up to 512 Mbytes of main memory, and 10-1000Mbit Ethernet.
- **The GPIO 8408** allows to use the power of the Virtex II Pro FPGA on a PMC without the complication of an additional processor. This is the most economic solution for applications in which the CPU of the carrier SBC board is sufficient to handle the I/O requirements.

Experience acquired with the current implementation of HALs will be used in the design of these boards, to provide a hardware infrastructure which fits the software requirements as far as possible.

Conclusion

Commercial and military aircraft system designs face similar constraints on development time, development costs and unit system costs. With the development of a coherent ‘Lego’ of function units, CES was able to provide solutions meeting these constraints in both fields. Today, solutions originally developed for a military program are more and more frequently applied to commercial systems and vice versa.

ESSAIS SYSTEME SUR LES PROJETS DE SATELLITES DU CNES

Eric Cazala-Hourcade, Jean-Renaud Meyer

CNES Toulouse, 18, avenue Edouard Belin – 31401 Toulouse Cedex 9
Eric.Cazala-Hourcade@cnes.fr, Tel:+33.5.61.28.22.14, fax :+33.5.61.27.47.89
Jean-Renaud.Meyer@cnes.fr, Tel:+33.5.61.28.15.67, fax :+33.5.61.28.19.91

RESUME

Les essais de niveau système jouent un rôle essentiel dans la réussite des projets de systèmes orbitaux. Une évaluation de ces activités a récemment été conduite sur des programmes majeurs du CNES. Nous en présentons les conclusions essentielles en terme de validation et d'aspects organisationnels.

Mots clés : essais système sur les satellites ; revues de projet ; simulation numérique de satellite ; politique de maîtrise des risques.

Title: System level tests on CNES spacecraft projects.

Abstract : System level tests on spacecraft projects are essential to mission success. A survey on some major CNES program was recently performed. We present major conclusions in terms of means of validation, and organisational aspects.

Keywords*:* Satellite System level Tests; Project Review; Satellite Numerical Simulation; Risk Management.

INTRODUCTION

Récemment, le CNES a réalisé une évaluation de ses pratiques concernant les essais système sur ses projets de satellites. Cet article résume les principales tendances observées sur trois programmes majeurs, recouvrant les satellites d'observation de la Terre, les mini-satellites utilisant la plate-forme Proteus (Plateforme Reconfigurable pour l'Observation, les Télécommunications et les Usages Scientifiques), les satellites géostationnaires. Soulignons l'importance de ce type d'activité pour l'aboutissement des missions. Une erreur d'appréciation lors des activités d'essais système peut parfois conduire à la perte de la mission. Des échecs de programmes Martiens récents de la NASA en témoignent. La NASA en a tiré un retour d'expérience important [1], qu'il peut être intéressant de consulter.

DEFINITION DES ESSAIS SYSTEME

La norme ECSS (European Cooperation for Space Standardisation) définit le produit de niveau système comme étant celui qui satisfait les besoins du client. De façon théorique, on peut définir les essais système comme étant les essais qui permettent de démontrer que les besoins de niveau système du client du projet ont été satisfaits.

De façon plus précise, les essais système englobent les essais se déroulant dans les phases d'assemblage technique, de tests de compatibilité, de qualification technique, de qualification opérationnelle et de recette en vol. Ils permettent d'aborder avec le plus de réalisme possible les phases de lancement et d'opérations et donnent aux équipes en charge des opérations la capacité de surmonter les éventuels cas dégradés. Ils regroupent le segment sol, le segment spatial, voire les moyens de lancement. Le segment sol comprend le centre de contrôle et éventuellement le centre de mission qui s'interface avec l'extérieur. Le segment spatial est représenté suivant les essais par un simulateur de satellite, un banc système voire

par le satellite lui-même. Le segment spatial peut comprendre plusieurs satellites, dans le cas par exemple des satellites d'observation de la Terre.

Les activités de définition des essais système se traitent dès les premières phases du projet. Elles sont abordées dans le plan de management et le plan d'assurance produit. Le plan d'essais système doit formellement répondre aux exigences système. Les moyens d'essais sont définis tôt dans le projet, qu'il s'agisse de banc de validation ou de simulateur numérique.

Les essais système se déroulent selon une chronologie qui comprend habituellement :

- Les essais de compatibilité ou d'assemblage : ils permettent la validation des interfaces entre les différentes entités du système prises deux à deux.
- Les essais de qualification technique : ils comprennent la validation des interfaces fonctionnelles des différentes entités, et la validation de l'opérabilité du satellite.
- Les essais de qualification opérationnelle : ils doivent permettre de valider le caractère opérationnel du système. Ceci inclut la finalisation des procédures opérationnelles, et l'entraînement des équipes.
- Les essais de recette en vol, qui sont réalisés après le lancement.

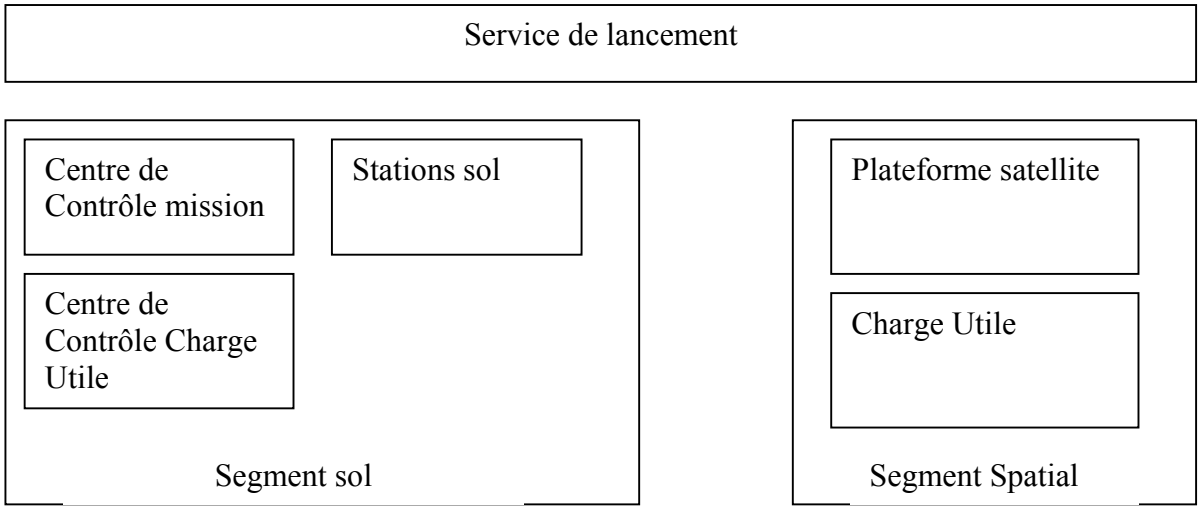


Figure 1 : représentation d'un système spatial

EXEMPLES

Deux exemples permettent d'illustrer la diversité des situations.

Stentor, satellite géostationnaire technologique, a été perdu lors de l'échec du lancement de Ariane V517. Il est toutefois intéressant de considérer les essais système mis en œuvre sur ce type de satellite. Ceux-ci comprennent :

- le satellite,
- le Segment Sol de Contrôle et de Programmation (qui lui-même comprend les stations sol de maintien à poste, les stations sol de localisation fine), les moyens multimissions du Centre Spatial de Toulouse, le réseau de transmission de données, le Centre de Contrôle et d'Expérimentation Stentor,
- le Segment Sol de Mission d'Expérimentation,
- le Segment Sol de Démonstration de Service,
- les moyens de lancement.

Pour les trois dernières entités, les essais système se limitent en majorité à des tests d'interface.

Les essais Radio Fréquence TTC (Télémesure Télécommande) utilisent une valise de tests TTC. Les essais de Qualification Technique et de Qualification Opérationnelle utilisent un simulateur numérique

qui contient le logiciel de vol. Les essais SVT (Satellite Validation Tests) mettent en œuvre la majorité des télécommandes pouvant être envoyées au satellite. Par contre, le Banc de Validation Avionique n'est pas relié au segment sol.

Sur SPOT 5, satellite d'observation à défilement, les essais système mettent en œuvre :

- le satellite,
- le Centre de Mise et de Maintien à Poste,
- le Serveur de Programmation,
- le Segment Sol Image,
- le Segment Sol Image Végétation (la charge utile Végétation permet d'assurer un suivi continu, régional et global, de la biosphère continentale et des cultures),
- le SSALTO (segment-sol d'altimétrie d'orbitographie et de localisation précise).

Il est à noter que les segments sol opèrent dans un contexte multisatellite, et que les essais sont à concevoir et à analyser dans un contexte également multisatellite.

Les essais Radio-Fréquence utilisent une valise pour la bande S et la bande X. Pour les stations bande S du CNES, le simulateur de station permet de ne pas envoyer la valise en station. Pour la représentation du satellite, les essais système utilisent selon le cas : un banc système (qui supporte le logiciel de vol), un simulateur numérique (qui comprend le logiciel de vol), le satellite et divers modèles du satellite. Les essais sont plutôt des scénarii de fonctionnement; ils ne sauraient être exhaustifs.

ESSAIS DE COMPATIBILITE ENTRE LE SATELLITE ET LES STATIONS SOL

Principe des essais de compatibilité bord/sol

La finalité de ces essais consiste à vérifier, avant le lancement et la mise en service d'un satellite, la compatibilité, vis-à-vis des stations sol, de ses liaisons Télémesure de Servitude (TM), de Télécommande (TC), de collecte de données ou d'imagerie (TMI pour Spot), ou de liaisons répéteurs (satellites Télécoms).

Ces essais se décomposent en 2 volets : radiofréquence (RF) et numérique.

Le satellite ne pouvant en général pas être déplacé dans les stations sol assurant les services ci-dessus, on le fait représenter par une valise RF contenant les fonctions essentielles à sa représentativité dans le cadre du test de compatibilité RF.

On complète l'essai de compatibilité RF par un essai « end-to-end » numérique entre le satellite et le Centre de Contrôle, si possible à travers les interfaces RF satellite et représentatives station.

Dans le référentiel d'essais Spot et Proteus, les essais avec valise RF se déroulent dans le simulateur station CNES (SST) composé d'équipements station représentant toutes les configurations possibles des stations CNES 2GHz.

Les stations étrangères qui n'ont pas été testées exigent un déplacement de la valise pour des tests in situ.

Une fois Spot 5 à poste, de nouvelles stations pourront l'utiliser comme support de test aux essais de compatibilité, notamment pour les satellites Metop, dans la mesure où les transpondeurs sont quasiment identiques.

⇨ Lors du déroulement des tests, il faut valider le contexte opérationnel de manière exhaustive et la plus fidèle possible aux conditions réelles à venir (niveaux, modes de modulation, transitions, séquences d'accrochage, chronologie des opérations sol/bord…).

⇨ Lors des points-clés d'interfaces bord/sol RF, il faut impliquer toutes les parties (équipes bord, sol et industrielles satellite) afin de détecter d'éventuelles anomalies avant le tir. Les personnes invitées aux points-clés doivent être de tous les horizons : RF, bande de base, informatique, et système afin de bénéficier d'une vision pluridisciplinaire et globale.

Définition d'une valise RF et des essais

C'est plus gros qu'une simple «valise» (60*60*100 voire 220) cm^3, 100 à 150kg.

Il contient le minimum indispensable pour représenter un satellite du point de vue interface RF TM/TC, et en particulier pour les liaisons de servitude 2GHz :

- un transpondeur et un décodeur de télécommande (Modèle d'Identification ou maquette en forme),
- un générateur de télémesure,
- un tiroir d'alimentation et de contrôle/commande.

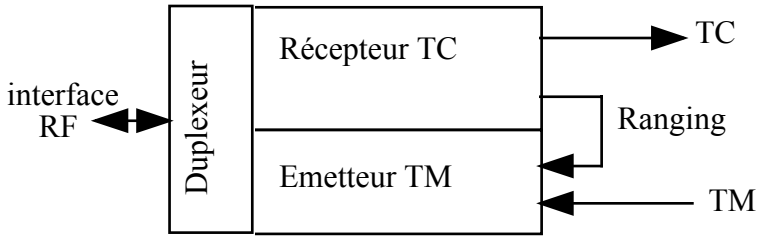
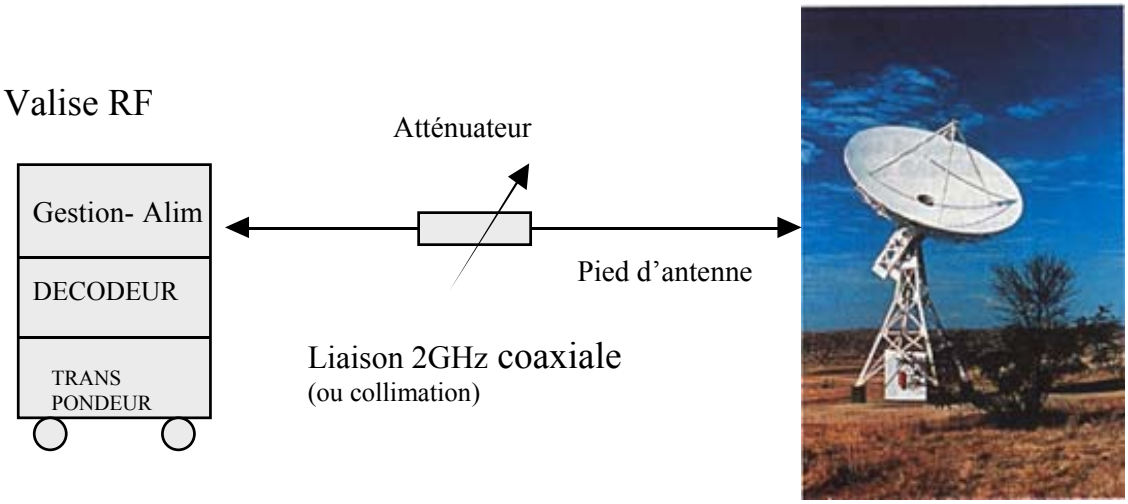


Schéma de principe d'un transpondeur TM/TC

On simule les bilans de liaison à l'aide d'atténuateurs, et on procède à des tests :

- fonctionnels,
- marguerite des modes (8 modes distincts pour Spot),
- mesure taux d'erreur de bit,
- acquisition voie montante et voie descendante,
- mesure distance, mesure Doppler…



Principe de l'essai de compatibilité RF valise satellite – station

Représentativité des valises RF

Une valise de test représentative est presque toujours indispensable à tout projet. Toutefois, certains schémas permettent de s'en passer en s'appuyant sur une validation par morceaux et en utilisant des satellites en vol en support de qualification. Le seul danger à éviter à tout prix est celui du défaut de représentativité, ou de mauvaise représentativité, car elle induira en erreur tout le processus de qualification système. Il faudra donc pallier l'absence de valise par une validation renforcée avec des points de contrôles et des revues multiples, afin d'assurer une compatibilité croisée selon les axes suivants :

- essai en pied de satellite en salle blanche avec des équipements station (bande de base et RF),
- tests de compatibilité end-to-end numérique et RF au pied du satellite de façon représentative des conditions opérationnelles,

- essais en station « in vivo » avec des satellites représentatifs en vol (ou du moins représentatifs pour les fonctions que l'on veut tester).

L'expérience, même dans le cas de programmes quasi-récurrents, a prouvé qu'on découvre toujours des anomalies à traiter :

- soit au niveau matériel (bord ou sol à modifier),
- soit au niveau système (acceptation de dégradations, ou opérations à modifier).

L'analyse de problèmes de liaisons rencontrés lors la mise à poste de satellites montre qu'on aurait pu les identifier lors des essais de compatibilité RF bord/sol, si la représentativité des essais et/ou des moyens d'essais avait été respectée.

Il est clair qu'il est impossible d'obtenir une représentativité à 100% de ces essais ou de leurs moyens, mais un travail de réflexion anticipé permet d'établir les limites et les palliatifs de cette représentativité lors des essais de compatibilité des liaisons bord/sol RF.

MOYENS D'ESSAIS : REPRESENTATION DU SATELLITE

Une tendance générale constatée est la pression exercée sur les plannings des essais système. De multiples raisons en sont la cause : des raisons économiques d'ordre général militent pour le raccourcissement des phases d'essais. De façon plus particulière, les essais système se situent en fin de développement : ils sont vulnérables aux aléas de développement et de retard de livraisons de nombreux sous-systèmes. Les projets du CNES sont généralement des projets novateurs, même au niveau d'une même filière, et sont donc particulièrement exposés à ce type d'aléas.

Dans un contexte de plannings d'essais tendus, mais tout en voulant limiter la prise de risque sur les missions, les moyens de représentation du satellite jouent un rôle important. Pour la phase de qualification opérationnelle, plusieurs moyens de validation peuvent être utilisés : les bancs de validation ou les simulateurs numériques de satellite. Les moyens de simulation numérique ont tendance à devenir un moyen d'essai stratégique.

Bancs de validation.

Le moyen de représentation du satellite peut être un banc système (cas de Jason par exemple). Toutefois, les bancs ont pour objectif premier de valider le satellite (avionique, Logiciel de Vol) et sont relativement lourds à mettre en œuvre pour la conduite d'essais. Leur duplication, dans l'optique de pouvoir paralléliser les essais, est coûteuse.

Simulateurs numériques de satellites.

Les simulations numériques présentent les avantages suivants :

- amélioration de la couverture de tests (possibilité de plus d'essais longue durée dans un planning fixé),
- validations plus poussées de sous-systèmes avant les essais système,
- accélération des essais système (par la possibilité d'accélérer le temps lors des essais),
- meilleure adéquation aux besoins opérationnels pour les essais système (génération de cas dégradés, gel et reprise de contexte),
- faibles moyens (PC parfois) pour la mise en œuvre qui permet la duplication à coût relativement faible voire très faible.

SPOT 5 : utilisation avancée de la simulation numérique.

Le simulateur Sinus, associé aux outils de validation automatique de procédures opérationnelles, permet sur SPOT 5 des activations automatiques de procédures et de créer des tests de non-régression de procédures (gestion de contextes, gel, reprise). Ceci permet de jouer également les tests de non-régression en accéléré. Le simulateur Sinus contient le Logiciel de Vol.

Le simulateur numérique du satellite SPOT5 (SINUS) peut être installé sur un PC portable doté du système d'exploitation LINUX. La légèreté des moyens nécessaires permet d'utiliser ce simulateur numérique pour la validation de sous-systèmes qui auparavant ne bénéficiaient pas de ces possibilités de tests avant les essais système. C'est le cas de la pré-validation des procédures opérationnelles. Des utilisations peuvent également être envisagées pour une meilleure représentativité des essais de compatibilité de bout de bout entre le satellite et les stations sol.

Les outils de validation automatique de procédures opérationnelles présentent les avantages suivants :

- vérification reproductible et automatique de l'exécution d'une procédure (tests de non-régression) et exhaustivité des contrôles spécifiés,
- sécurisation des livraisons tardives de Logiciel de Vol et de Base de Données, ou des remises à jour de Logiciel de Vol en vol,
- pré-validation des procédures opérationnelles avant les essais système.

ASPECTS ORGANISATIONNELS

Entraînement des personnels opérationnels.

Un des objectifs clés des essais système consiste en l'entraînement des personnels opérationnels. Celui-ci doit être atteint et validé lors des essais de qualification opérationnelle. Toutefois, la pression exercée sur les plannings de fin de projet bouscule souvent la chronologie de déroulement des essais. Ainsi, les phases de qualification technique et de qualification opérationnelle peuvent se recouvrir. Ceci n'est pas dommageable en soi, pourvu que l'équipe système du projet maîtrise parfaitement la logique de déroulement des essais. Mais il en est tout autrement pour l'entraînement des personnels opérationnels : celui-ci se déroule parfois sur une période plus importante, et de façon fractionnée. Il devient donc important, dans ce type de situation, de renforcer le suivi de la formation et de l'entraînement des personnels opérationnels, et tout particulièrement des personnels opérationnels clés.

Organisation des revues.

L'objectif d'une revue de projet est de donner au management, pendant toute la durée du programme, l'assurance qu'au moment de chaque revue particulière, il n'a été négligé aucun risque potentiellement sérieux susceptible d'affecter la sécurité, le succès de la mission ou d'avoir un impact majeur en terme de calendrier ou de coût sur le programme. L'ECSS (European Cooperation for Space Standardisation) décrit de façon détaillée les exigences pour l'organisation des revues [4].

L'ECSS identifie trois intervenants lors d'une revue :

- l'autorité de décision, dont la caractéristique est d'avoir autorité sur les acteurs du projet ; elle a pour rôle essentiel d'établir les objectifs de la revue et de prendre toutes les décisions nécessaires suite aux recommandations émises par le groupe de revue;
- l'équipe projet du fournisseur joue un rôle d'exécutant, répondant aux questions, et s'engageant à remplir les actions issues des recommandations acceptées;
- le groupe de revue joue un rôle consultatif : il doit étudier la documentation remise, identifier les problèmes, et si besoin, émettre des recommandations. Il doit inclure des experts techniques et de l'assurance produit et comprendre un noyau stable. Il doit être neutre aux intérêts simultanés de l'équipe projet du client et du fournisseur. Le président du groupe de revue, nommé par l'autorité de décision, approuve le plan de la revue, coordonne le travail du groupe de revue, et rédige le rapport de revue final, y compris les recommandations.

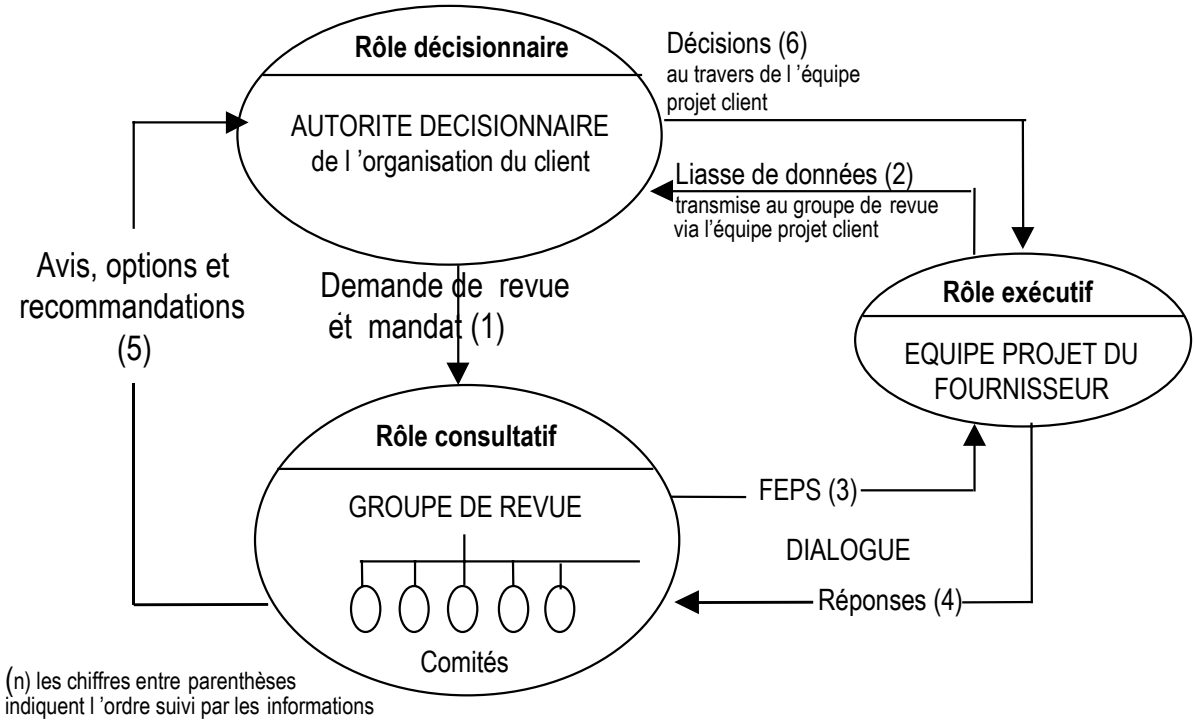


Figure 2 : organisation d'une revue.

Dans des contextes de plannings tendus, un point important pour l'efficacité des revues consiste en la définition précise des objectifs, afin que ceux-ci soient accessibles dans les délais impartis au groupe de revue. Un autre point permettant d'accroître l'efficacité du groupe de revue est la formalisation de la politique de maîtrise des risques sur le projet.

Formalisation de la politique de maîtrise des risques.
Dans des contextes rendus de plus en plus difficiles au niveau planning, et avec une tendance à l'accroissement à la prise de risque, il devient nécessaire d'accroître le formalisme de la gestion des risques au niveau des essais système des projets de satellites et de faire partager une politique de maîtrise des risques par tous les intervenants d'un projet. L'ECSS spécifie qu'une politique de maîtrise des risques doit être définie pour chaque projet, et que chaque intervenant doit, tout au long du projet, conduire le processus de gestion des risques pour les produits et les services se trouvant sous sa responsabilité, et jusqu'à l'acceptation des risques résiduels. L'ECSS [5] précise en particulier des modalités de documentation de la maîtrise des risques : utilisation de portefeuilles de risques et de fiches de risques. Ceci a pour objectif de garantir la traçabilité des réflexions menées lors de la prise de décisions relatives aux risques au cours de la vie du projet et d'assurer une bonne visibilité des risques dominants et les actions en diminution de risque.

CONCLUSION

Le point majeur qui ressort des évaluations menées concerne la représentativité des essais : la conduite des essais système doit se rapprocher au plus près des conditions des opérations, un compromis difficile devant être fait entre les coûts et les délais induits et les conditions de représentativité obtenues. Dans le cas des essais de compatibilité bord/sol en particulier, une valise de test RF représentative est presque toujours indispensable; son éventuelle absence devra être palliée par un plan d'essais renforcé par des tests de compatibilité croisée.
Dans le domaine de la qualification opérationnelle et de l'entraînement des personnels opérationnels, la simulation numérique apporte un moyen de représentation du satellite qui présente des avantages indéniables par rapport aux bancs de validation.

Enfin, la conduite de revues efficaces, se basant sur une politique formalisée de maîtrise des risques, et rassemblant des experts techniques des sujets soumis à revue, reste un moyen incontournable de s'assurer qu'aucun risque potentiellement sérieux n'a été négligé.

Remerciements.
De nombreuses personnes du CNES ont participé aux évaluations qui ont conduit à ces conclusions. Nous tenons à les en remercier.

Bibliographie.

[1] Mars Program Independent Assessment Team Summary Report, March 14, 2000.
[2] ECCS-E-00. Ingénierie spatiale. Politique et principes.
[3] Automatic Validation of Flight Control Procedures, Jean-Christophe Lloret, ETTC 2003.
[4] ECSS-M-30-01. Organisation et conduite des revues.
[5] ECSS-M-00-03. Maîtrise des risques.

Automatic Validation of Flight Control Procedures

Jean-Christophe Lloret

CNES Toulouse, 18, avenue Edouard Belin – 31401 Toulouse Cedex 4
lloret@cnes.fr
Tel:+33.5.61.28.29.61
fax :+33.5.61.28.27.01

Abstract

The validation of satellite Flight Control Procedures is a critical and time consuming task.
A new technique is proposed to improve FCP validation from an efficiency and quality point of view. This technique is called "automatic" because it enables to test FCP without operator for controlling the satellite simulator. This technique has been used at different phases of SPOT5 project : technical and operational qualification, post-launch activities including operator training..

Keywords: Flight Control Procedures; Automatic Validation Technique ; Satellite Digital Simulation. ; Validation Process.

1. Introduction

Since may 2002, SPOT5 satellite successfully fulfils an earth observation and imaging mission. An underlying objective of SPOT5 qualification was to improve Flight Control Procedure (FCP) definition and validation activities based on a new process.

Indeed, it is required to be more efficient in our qualification process. In the next two years, the qualification of five new satellites is planned, with a non increasing operational staff. These satellites are from three different families (Helios2, micro-satellite and mini-satellite) which is an additional difficulty.

The proposed process is summarized, fig. 1. The different steps are detailed in the next sections. A major improvement is the use of a digital satellite simulator (SINUS) together with an automatic validation technique. The main characteristics of this process are the following :

1. From a technical point of view, the iteration loop between procedure definition and procedure validation is shortened. Procedures are defined together with test cases / scripts and executed immediately. There is a true synergy between these activities.
2. When FCPs and test cases are of same type, a description model is provided which can be reused to define new FCPS and test cases of the same category.
3. The proposed process makes an intensive use of satellite numerical simulation facilities and automatic validation tools [Lloret]. These facilities enable a short iteration loop.
4. Test planning aims at optimising the combined use of automatic tests and operability (manual) ones with the ground control center in the loop. In fact, operability tests are delayed until all FCPs are defined and validated using automatic validation tools. This enables to group operability tests on a reduced period.

5. From an organisational point of view, the project team and the operational one work together for defining and validating the operational procedures. Technical meetings are organised on a regular basis and cross-review of deliveries is the rule.
6. A unique document is provided for each FCP. It compiles all deliveries and results. This file is incrementally constructed.

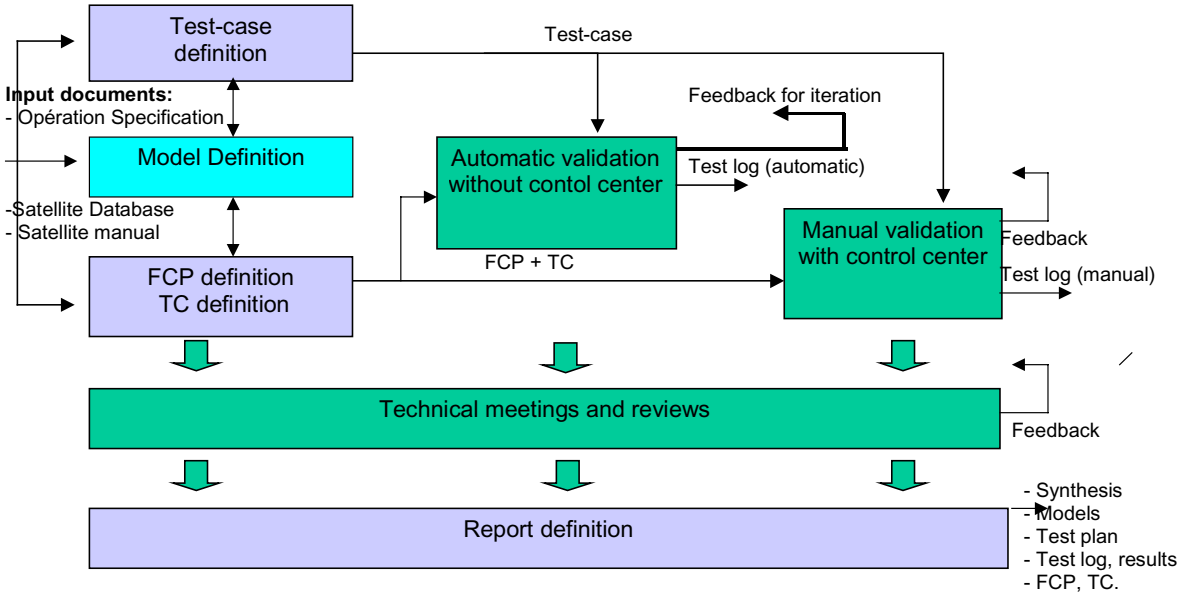


Fig. 1: FCP definition and validation process

2. FCP definition

A Flight Control Procedure is an operational procedure to be executed from the ground control center (CCS) onboard the satellite. Procedures are logically gathered in documents called Flight Control Manuals (pyrotechnic attitude acquisition, routine, anomaly, safe-mode…).
For instance, the reconfiguration of a payload subsystem is a FCP included in Flight Control Manual "Anomaly". With respect to SPOT5 payload, FCPS show several TC up to sixty.

2.1 Procedure definition syntax

In the context of the SPOT/HELIOS satellite product line, operational procedures are defined with a formalised language called PIL. The PIL language instructions include: SEND TeleCommand (TC); CHECK TeleMetry (TM) parameter value; Control structures (IF… THEN…ELSE); Other procedures CALL; time instruction (WAIT)… and also plain (informal) text.

2.2 Procedure definition rules

Procedure writing rules have been introduced to ensure procedure consistency and a better usability:
1. *Two reading levels* are provided to fulfil two different objectives of FCPS :
   - The first level aims at executing an operation onboard the satellite. It stresses on TC to be sent to the satellite and on verifications to be performed on TM parameters.

- The second level provides all design explanations and justifications to understand FCP rationale. It aims at easily adapting FCPS to cover new anomaly cases.

2. *Two execution phases* are scheduled for anomaly FCPS : the first phase can be executed by flight engineers without particular analysis. This phase consists in safe-hold operations. The second phase usually aims at performing a satellite reconfiguration. Executing the second phase requires a careful understanding of anomaly cause.
3. *Formalised verifications* are introduced : PIL language has been extended in order to provide a more precise specification of the verifications to perform (using satellite telemetry) while executing FCP. For instance, SPOT5 operational procedures include TM observation delays (that was not the case in SPOT4 procedures) such as:

   *VERIFY "*ULANOM = 0x8EOO *AFTER* 3s **Anomaly code for a payload temperature"

2.3 Advantages of a better formalisation of FCPs

Procedure formalisation enables automatic simulation, but it is not the only interest :

Procedures are better documented. Globally command/control knowledge is better traced and formalised in operational procedures. TM effects specification is more complete, precise and homogenous because of the writing rules which were introduced to enable automatic verification.

1. Readability and usability is improved : it is particularly important to provide self-sufficient procedures to operational teams because staff changes in ten or more operation years. Conditions in control structures are more precise because formalised. For instance, rather than writing informal condition "*IF ("Pyrotechnic sub-system reconfigured")…,* TM parameter *USEFPYRO* will be used to provide executable condition *IF (USEFPYRO = REPLI) ** Pyrotechnic sub-system reconfigured.*
2. Procedure use is more reliable : automatic validation will guarantee that specified TM effects are correct in terms of TM mnemonics, expected values and evolutions (a given TM effect should show different values before and after TC emission).

2.4 Flight Control Procedure types

We focus on reconfiguration procedures which are the most complex to define and validate. Concerning reconfiguration procedures, four standard types have been identified :

1. *Recovery to nominal configuration managed by on-board SW [LVC]:* the purpose of this type of procedure is to transfer an equipment or sub-system from redundant to nominal configuration. It is generally used after an automatic reconfiguration performed by on-board FDIR. There is embedded SW code to withdraw to redundant equipment. But the reverse reconfiguration is never automatic (in the case of SPOT/HELIOS satellites) : there is no SW function, directly available, to recover to nominal equipment. To perform such a reconfiguration, FCPS are based on the following scheme : (1) modify on-board SW existing FDIR code to inverse reconfiguration; (2) provoke an anomaly to reconfigure automatically from redundant to nominal equipment (3) reload reference on-board SW.
2. *Withdraw to redundant equipment managed by on-board SW:* it is the simplest type of procedure because the functionality is directly available on-board. The FCP consists in rising up

a satellite anomaly from ground. On-board FDIR will automatically perform the reconfiguration. This type of procedure is used to run in a redundant equipment (such as earth sensors) or to anticipate nominal equipment failure.

3. *Reconfiguration to redundant equipment managed by ground:* no reconfiguration mechanism is implemented on-board. The model of such FCP is the following : (1) replace commands sent by the on-board SW to nominal equipment by commands sent to redundant one. It is done through on-board SW patches (as far as SPOT/HELIOS satellites are concerned). (2) configure monitoring to redundant parameters instead of to nominal ones ; and vice versa. This is done also by patch.
4. *Reconfiguration to nominal equipment managed by ground:* same principle as procedures of type 3. But this type of FCP is usually not defined in Flight Control Manuals because its use is rare.

3. Test case definition

A test-case model for FCPS of type 1 (recovery managed by on-board SW) is introduced. To validate such FCPS the steps are the following :

1. *Satellite initial context* is a routine one with an operational payload; this context results from a previous simulation and is restored to start the scenario.
2. *Withdraw FCP* is first executed to reconfigure to redundant equipment; this is the initial state of the recovery FCP, which is the procedure to validate. This procedure includes all the required telemetry verifications to check that the redundant configuration is correctly reached.
3. *Recovery FCP* is run to return to nominal configuration and verifications are performed.
4. *Programming message execution (MdP)* comes afterwards: this step is important because it consists in testing the capacity of running programming messages on redundant equipment. Furthermore, some devices require MdP execution to be switched on. The same MdP is used for all test-cases. It was constructed to be as complete as possible in the terms of payload use.
5. *Withdraw FCP* is executed to finalise the test-case: the objective is ensure that on-board FDIR is still capable to withdraw to redundant configuration when an anomaly occurs. This verification is necessary because of the use of patches within "withdraw FCP".

Notice that "recovery FCP" validation requires to define and validate corresponding "withdraw FCP", even if the latter is less important because less likely to be used operationally.

4. Testing facilities

Two satellite operation simulators were used during the compatibility, Technical (QT) and Operational Qualification (QO) phases for satellite SPOT5.

The first simulator, the BSSO (Banc Système Satellite Opérationnel – Operational Satellite System Test-bench), is a hybrid test-bench, i.e. composed of hardware and software elements, developed by the satellite prime contractor (ASTRIUM). The main characteristic of this simulator is the presence of real hardware (mock-ups) for all equipment containing software (OBC, etc.).

The second simulator, SINUS (Simulateur Numérique Satellite – satellite digital simulator), is a purely digital simulator developed by CNES as internal prime contractor. Its main characteristic is the presence of an MA31750 processor emulator which allows it to operate faster than real-time.

The operational flexibility of SINUS has enabled the introduction of automatic validation tools for validating FCPs.

Up until SPOT5 (SPOT1-2-3-4 satellites), the BSSO was the sole simulator used for operational validation. SINUS was used to validate the AOCS and payload fine programming loop.

For SPOT5, a decision was taken to use both simulators in a complementary capacity during the satellite qualification phases (QT, QO).

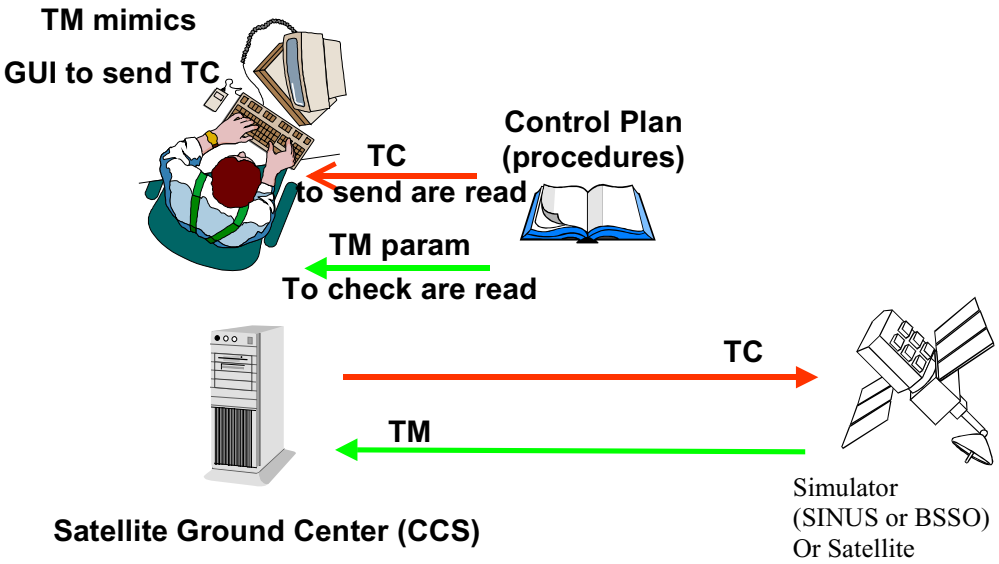
This use of both simulators significantly reduced the duration of qualification phases.

5. Operability testing

Operability tests are executed with the same facilities as those used during satellite operations (the main difference is that the satellite is replaced by a simulator, either SINUS or the BSSO) ; operational modes are also reproduced :

- The simulator works in its real time mode and is connected to the ground control center (CCS).
- Operability tests aim at validating Flight Control Procedures together with the use of ground control facilities (CCS) : TC are sent from CCS and TM parameters are displayed on CCS mimics.
- With respect to SPOT/HELIOS satellites, procedure execution is manual : FCPs are read and executed step by step by the operator. TC to be sent to the satellite simulator are selected manually. Specified TM effects are checked also manually using TM mimics.

Operability testing is part of system testing. These tests involve a large team including experts in the following fields : command/control, on-board software, ground-segment, simulator, quality insurance …

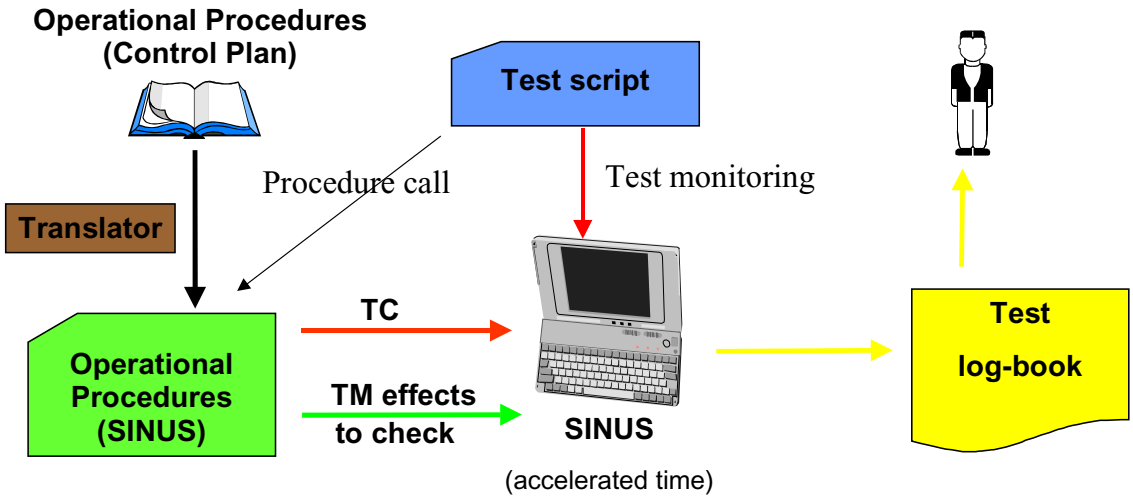


6. Automatic validation

Principles

Automatic validation principles are the following [Lloret, Dasia 2002] :

- The automatic validation technique enables to execute test-cases without operator and perform specified TM verifications. Presently, this technique makes use of Satellite Digital Simulator SINUS, taking benefit of functions such as pause and simulation time acceleration.
- Automatic validation is based on translator *p2s* which converts FCPS (*p*il syntax) into SINUS scripts (tcl syntax).
- Executing such a script consists in sending TC and verifying TM parameter values.
- Test scripts provide test-cases implementation. A test script instruction can be : (1) context restoration; (2) FCP execution; (3) programming message execution.
- A test log-book is automatically produced for a posteriori analysis.



Objectives

Global objectives of automatic validation are the following :

1. Improve testing reliability :

- With automation, operator errors are not longer possible (send a wrong TC or forget to check TM effects).
- Procedures are respected strictly. TM effects are verified exhaustively which is very difficult when performed manually because TM effects may be many and because of real time constraints. Also observation delays between TC and their TM effects can be traced more precisely.
- Produced test log-books are necessarily complete opposed to log-books written manually: Every sent TC is traced together with TM verification results. Simulation configuration is traced in the test log-book : on-board central SW release, simulator release and initial context, the version of each sent TC. Furthermore, test log-book formalisation enables automatic comparisons when performing non-regression tests.

2. Improve testing efficiency :

- Test duration is reduced : for instance, in case of SPOT5, a recovery procedure test case consists in about fifty TC groups (a TC group is a sequence of one to five TC) and several hundreds of TM parameters to check. Automatic simulation requires less than ten minutes to run such a test case. With respect to operability tests, running the same test case is much longer : about half a day and with a larger team.
- Reusability : both operational data (FCPs, TC groups) and testing data (test procedures, test scripts, produced log-books) are assets which are (re)usable in different contexts :
  - Reusability for non-regression testing : upon change of satellite configuration (such as modification of the on-board software), test cases can be re-run with low effort. Furthermore, test logbooks can be automatically compared for testing non regression.
  - Reusability for other satellites : Helios2 is the military successor of SPOT5 satellite. Helios2 shares SPOT5 platform and some payload elements.
  - Use for operator training : Operational et testing data together with the automatic validation technique provide easy and ready to use facilities for operator training.

3 Improve testing coverage :

- Procedure coverage can be more complete because testing takes less time.
- Additional test cases can be introduced.
- Specified/checked TM effects can be more numerous.
- Non regression testing can be conducted systematically when satellite configuration changes.

Use for SPOT5 qualification

Automatic validation was used along SPOT5 qualification and after launch :

1. To start with, many procedures were pre-validated by means of automatic simulation before conducting operability tests. This initial fine tuning using SINUS off line enabled to save time because errors early detection enables to avoid re-running operability tests. Errors were found in TM effect specification. But also errors were detected in TC specification. For instance, several LVC patches used in different procedures were wrong.
2. Secondly, automatic validation enabled to run more test cases and thus to cover procedure paths which were not considered during operability tests.
3. In the last months before launch (operational qualification), the focus has been put then on non-regression testing. This was particularly important in the case of SPOT5 qualification because three different versions of the on-board software were released during the operational qualification. And the last version was issued and tested only three weeks before launch. The automatic simulation technique was intensively used to run non-regression test cases and to compare produced test log-books automatically. Twenty test cases were defined to be run automatically, covering about 70% of the procedures used to recover from anomalies. These test cases were executed for each version of the on-board software. About 10.000 verifications were performed altogether.
4. After launch, validation activities went on, in particular for payload FDIR FCPs ; they were neither defined nor validated before, because of lack of time. By then, automatic validation was systematically used. Concerning these particular FDIR FCPs, the choice has been taken to differ their validation with the control centre in the loop: operability tests may be conducted only when a procedure is really needed for a satellite operation, in order to confirm automatic validation results and more important to train operators just before satellite operation.

7. Validation process

FCP validation follows several steps. Each of them is required in order to enable FCP execution onboard the satellite:

1. *Documentation analysis:* FCP specification is derived and checked up on input documents (satellite operation manual, satellite database, onboard SW specification [LVC]). In particular, patch definitions are verified on source code (Ada and processor code). Notice that most FCPS had been pre-validated by satellite contractor Astrium.

2. *Automatic validation with SINUS:*

   The automatic validation technique enables to verify two types of properties :
   a) Liveness or fonctionnal properties : they ensure that "something good" occurs. Expected states are specified by means of TM parameter values. These specifications can be associated either to TC, FCP steps or test cases for contextual verifications.
   b) Safety properties : they ensure that "nothing bad" happens. They consist on ground monitoring which provide systematic verification of the non-occurrence of predefined unwanted states (expressions based on TM values) or events. SINUS interprets the same ground monitoring as CCS does during real time satellite operations.

3. *Review process:* periodical technical meetings are organised. They are very useful in the terms of FCPs and test results review. They also contribute to staff training.

4. *Satellite Control Center in the loop:* Automatic validation is not sufficient to validate because CCS is not in the loop to transmit TC. When ground control facilities (CCS) are in the loop, validation is manual: TC are sent from CCS and TM parameters are displayed and checked up manually on CCS mimics. These tests are more expensive because they involve a larger team. That is why they are only conducted when other verifications are completed.

8. Limitations and future work

Limitations of procedure automatic validation are presented in relation with possible improvements:
1. Automatic validation technique does not replace operability /system tests because the satellite control center is not in the loop to transmit TC. This limitation is intrinsic to the approach.
2. For few satellite equipment or sub-systems, SINUS numeric models are not representative. That is the case for *Vegetation* which is SPOT5 secondary payload. *Vegetation* operational procedures have to be validated using BSSO and its *Vegetation* model. But for many procedures (platform ones and most of payload ones) SINUS representativity is sufficient : an important feedback of SPOT5 qualification is that a processor emulator together with an accurate calculator simulation model seem equivalent to hardware equipment for FCP validation.
3. Presently SINUS mimics (when running SINUS offline) differ from the ones used in the control centre. The development of a translator is under progress to generate automatically SINUS

mimics from CCS ones. The objective is to be even more independent from the control center and to validate offline FCPs together with ground control mimics.

4. Because testing is automatic, verifications are restricted to specified properties specified. In general, only the expected states are specified in procedures and not the forbidden ones. For instance, it is theoretically possible (though unlikely) that procedure execution leads to an unwanted on-board reconfiguration which is not seen through specified TM effects. To limit this risk, ground monitoring are systematically computed and checked. For SPOT5 satellite, more than 1200 ground monitoring were defined. A strong point of SINUS is to take into account the same monitoring as the ones checked by the ground control centre.

9. Conclusion

A new technique for the validation of Flight Control Procedures has been introduced for SPOT5 satellite qualification. In order to gain all benefits of this new technique, it was particularly important to integrate it in our process. This new process was presented in this paper. It has already enabled to reduce FCP definition and validation cost.

A main characteristic of automatic validation tool is that it is light, easy to use, requiring few facilities (a laptop running SINUS is sufficient to define and validate a FCP offline).

The main use of this technique is during satellite qualification. But the use in operation is also important.

Indeed, automatic validation tools improve operational staff reactivity: first to investigate after satellite anomalies; second to define or adapt and validate FCPs to enable, as soon as possible, mission recovery.

Another important advantage of the approach is that it leads to a better formalisation of satellite Command/Control expertise. Operational and testing data are largely reusable for future satellite of the same product line (HELIOS 2). The difficulty is more organisational than technical : reuse such as automatic validation require to make existing processes and ways of doing evolve and it is not always well accepted.

Abréviations

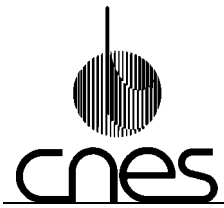
CCS	Satellite Ground Control Center (Centre de Contrôle Satellite)
FCP	Flight Control Procedure (also called Operational Procedure)
SINUS	Satellite Numeric Simulator (Simulateur Numérique Satellite)
TM / TC	Telemetry / TeleCommand

Références

[Lloret] Automatic Validation of Operational Procedures
J.C. Lloret, N. Champsavoir. DASIA 2002

[Sinus] *Manuel utilisateur du logiciel Sinus, ed 01 rév 1*
CNES, réf. C2.MU.0H3.862.CN

BACK



"**D**irection de l'**E**xploitation et de l'**E**tablissement de **T**oulouse"

Date : 14/05/03

Sous-Direction : **E**XPLOITATION DES **S**YSTEMES **O**PERATIONNELS

Division : **E**XPLOITATION DES **S**ATELLITES

DE **R**ADIOCOMMUNICATION ET DE L'**A**TV



QUALIFICATION DU SEGMENT SOL STENTOR
ORGANISATION ET DEMARCHE

Pierre BOURROUSSE

CENTRE **N**ATIONAL D'**E**TUDES **S**PATIALES

Siège
2 place Maurice Quentin - 75039 Paris Cedex 01
Tél. : 01 44 76 75 00 / Téléfax 01 44 76 76 76 / Télex 214674
SIRET 775 665 912 00082

Etablissement de Toulouse
18, avenue Edouard Belin - 31401 Toulouse Cedex 4
Tél. : 05 61 27 31 31 / Téléfax : 05 61 27 31 79 / Télex : 531081
SIRET 775 665 912 00033

RCS PARIS B 775 665 912 - CODE APE 731 Z - N° d'identification TVA : FR 49 775 665 912

1. Introduction 4
2. Présentation 5
3. Organisation et Démarche..... 8
3.1. Caractéristiques de la qualification du segment sol..... 8
3.2. Méthodologie 8

1. Introduction

Mis au point pour qualifier en vol les technologies les plus innovantes issues des programmes de recherche du CNES, de France Télécom et de la DGA, le satellite Stentor construit par Astrium et ASP comportait près de 85 % d'équipements nouveaux et s'insérait dans un programme plus complet comprenant également des activités de R&D et des développements sol tels que le Segment Sol de Contrôle et de Programmation (SSCP) et les segments sols expérimentateurs.

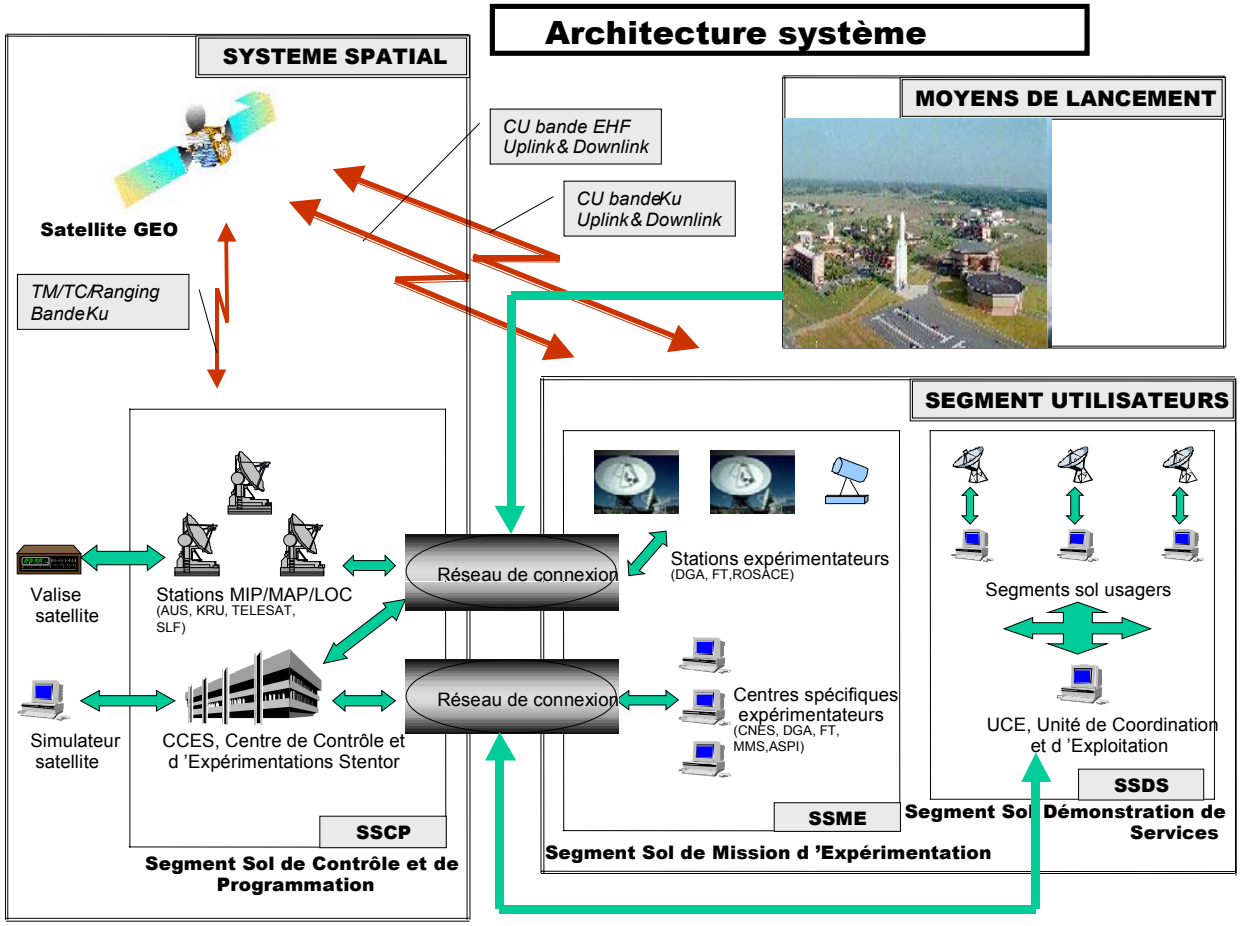
Ce document présente la méthodologie qui a présidé à la validation du segment sol Stentor.

2. Présentation

Le segment sol Stentor est constitué des 3 entités suivantes:

- Le segment sol de contrôle et de programmation : SSCP,
- Le segment sol de mission et d'expérimentation : SSME,
- Le segment sol de démonstrations de services: SSDS.

Ci dessous un schéma synthétique présente le système STENTOR.



Le SSCP est constitué notamment du Centre de Contrôle Satellite (CCES) qui assure la surveillance et le contrôle du satellite durant toute la vie du satellite et d'un Centre d'Expérimentation Stentor chargé de la mise en œuvre des expérimentations et du traitement et de la diffusion des données vers les expérimentateurs.

Le segment sol se caractérise par un nombre important d'interfaces internes et externes liés aux expérimentations et une complexité certaine de l'interface bord/sol.

Nous listons ci-après quelques exemples représentatifs d'interfaces internes, externes et bord/sol :

Interfaces internes :

- localisation fine entre 3 stations SLF disséminées à Aussaguel (France), Hartebeeshoek (Afrique du Sud), Kourou (Guyane) et le CCES,
- télémesure, télécommande et localisation effectuées directement entre la station de Maintien à Poste et le CCES,
- programmation de la charge utile Ku et surveillance du spectre avec le SSDS,
- extraction des données (télémesure, JDB CCES, stations, résultats d'expérimentation).

Interfaces externes :

- Diffusion en temps réel de la télémesure et visualisation aux sites de FT (Issy-les-Moulineaux, Mulhouse) pour la validation des performances de la charge utile Ku,
- Pré-traitement et extraction des données (télémesure, JDB CCES, Stations, résultats d'expérimentation). Exemple : résultats des expérimentations de la DGA sur la propagation et transmission en bande EHF, de l'étude par le CNES et l'ESA des performances relatives aux non-linéarités de la charge utile : ATOPs et SSPAs de l'antenne active,
- Boucle de programmation de la charge utile en temps réel avec les expérimentateurs,
- Boucle de programmation de la charge utile en temps différé avec l'entité de gestion des expérimentations,
- La gestion de la BD Système satellite (11 000 paramètres) entre le Cnes et le GIPI,
- La prise en compte de procédures satellites opérationnelles plateforme et charge utile.

Interface bord/sol :

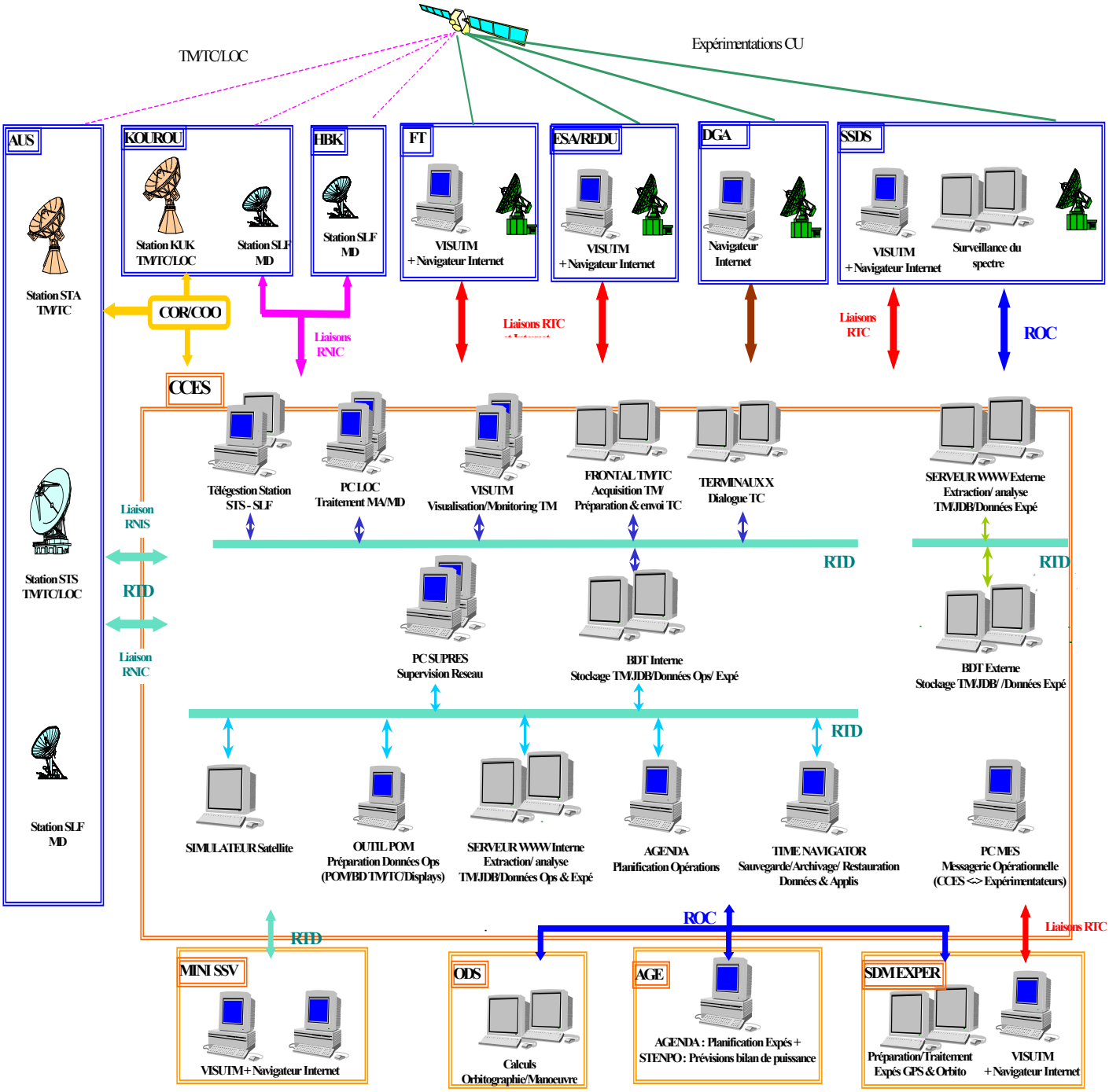
- TM/TC au format CCSDS,
- Mécanismes de descente de la télémesure : partie fixe, parties variables, 8 canaux Dwell, échantillonnages à diverses fréquences (SPY), données du processeur 1553 (On-Request), canal Dump,
- Gestion des téléchargements LV mais aussi des divers passagers (GPS, DVBPROC, …)
- Gestion de la pile pour l'exécution de télécommandes en temps différé,

Sécurité des systèmes d'information :

L'ouverture des bases de données du centre de contrôle Stentor sur Internet a représenté un fait majeur dans le cycle de développement. Elle n'a été possible qu'en respectant strictement les contraintes liées à la sécurité informatique :

- Accessibilité aux bases Stentor sur des moyens agréés au niveau systèmes informatiques et logiciels,
- Duplication des moyens (Bases et Serveurs WWW) sur une zone réseau isolée,
- Introduction de filtres IP, contraintes sur les mécanismes d'échanges de données,
- Déclarations administratives de responsabilité sur l'utilisation de données.

Le schéma suivant explicite la variété importante d'interfaces :



3. Organisation et Démarche

3.1. Caractéristiques de la qualification du segment sol

Comme introduit au § 2, la qualification du segment sol a été fortement contrainte par la multiplicité des interfaces, les contraintes de sécurité, les contraintes planning en raison du nombre élevé de reports successifs du lancement, la désynchronisation des arrivées de certains sous-systèmes importants comme le SSDS (un an après la QT système).

Pour arriver à réguler l'ensemble des partenaires et leurs expérimentations, une Autorité spécifique de Gestion, définition et planification fine des Expérimentations a été créée (AGE).

En parallèle à la validation du segment sol, les essais satellite se poursuivaient en salle blanche à Cannes. Ces essais ont continué à apporter de nombreuses évolutions du LV ayant un impact sur l'interface bord/sol. Celles-ci ont donné lieu à la nécessité de faire évoluer de manière significative les logiciels du centre de contrôle.

Un cycle itératif a dû être mis en place pour recetter et intégrer les modifications en un temps toujours restreint dans les phases de qualification du segment sol

3.2. Méthodologie

La philosophie de validation s'est inspirée des enchaînements classiques d'intégration, assemblage et qualification technique de chaque sous-système, puis du cycle assemblage, qualification technique et opérationnelle au niveau du système complet.

L'ensemble des contraintes énoncées au § 3.1 a conduit à distinguer 3 phases de QT/QO de niveau système : une QT/QO spécifique à la mise à poste, une aux IOT, au maintien à poste et aux expérimentations plateforme ou charge utile et une troisième liée à l'AGE.

3 Phases d'essais d'opérabilité du satellite concernant la plate-forme et l'ensemble des charges utiles expérimentales, d'une durée totale de 120 heures ont été également effectués.

La diversité des interfaces a été prise en compte au travers des 3 documents suivants :

- Matrice de conformité aux spécifications systèmes et d'interfaces pour s'assurer que chaque exigence était couverte par un essai,
- Matrice des échanges des données,
- "Diagramme de séquences" identifiant les acteurs et permettant de schématiser la fonction entre deux sous-systèmes et les échanges associés, (cf. Annexe)

L'ensemble des ces documents a permis de définir un plan d'essai système fournissant la colonne vertébrale des qualifications à effectuer, puis des plans d'essais détaillés. Au titre du cycle itératif de validation, ces documents ont été mis à jour avant chaque nouvelle étape de validation.

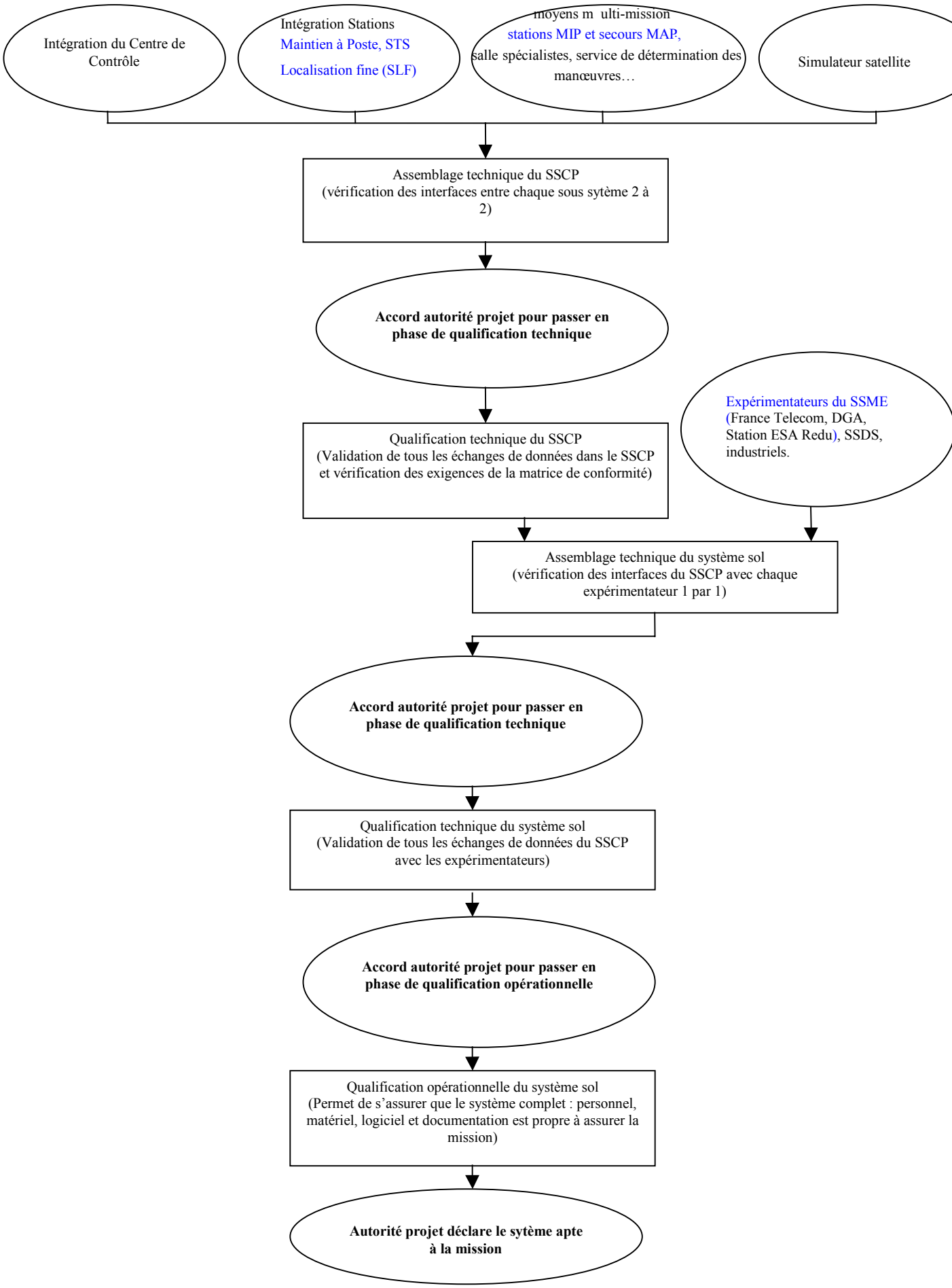
Les plans d'essais ont ainsi été affinés progressivement en fonction des modifications liées aux interfaces notamment externes et bord-sol, et de leur état de maturité.

Tout essai est régi par le canevas suivant :

- Un Bilan Technique, avant l'essai, permet de réunir tous les intervenants de chaque sous système afin de dresser un état (version courante, anomalies ouvertes, limitations…), de planifier et mettre en place l'essai.
- Durant l'essai, le journal d'essai permet de tracer toutes les actions effectuées et chaque anomalie est répertoriée. En fin d'essai, tous les contextes et données de l'essai sont sauvegardés et archivés.

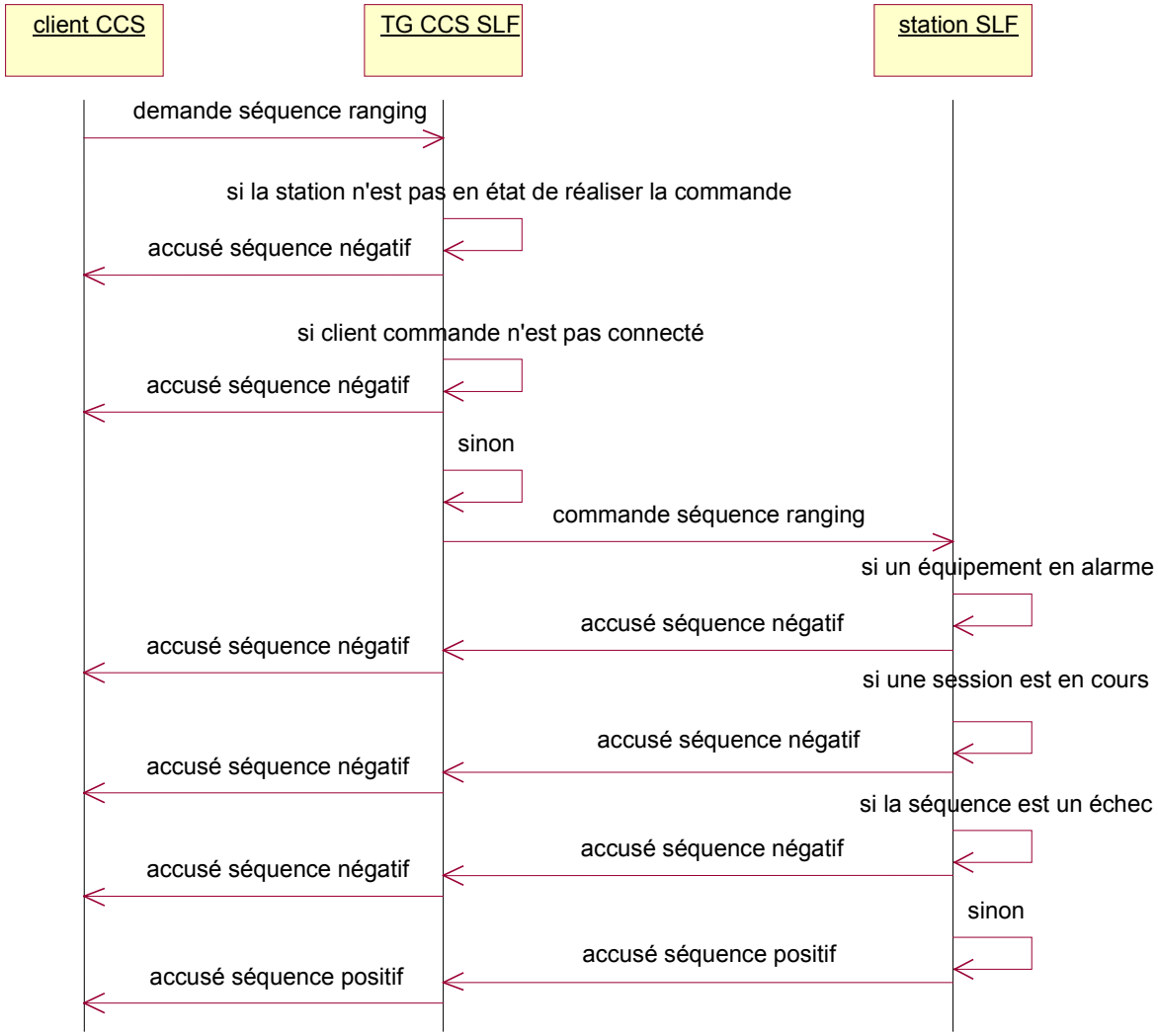
- La Commission de Revue d'Essai permet de dresser le bilan de l'essai (validité de l'essai, anomalies rencontrées, actions correctives…). L'autorité projet décide de l'acceptation de l'essai

En utilisant ce canevas, voici les phases qui ont été réalisées pour permettre de déclarer le système sol apte à sa mission


Intégration du Centre de Contrôle
Intégration Stations
Maintien à Poste, STS
Localisation fine (SLF)
moyens m ulti-mission
stations MIP et secours MAP,
salle spécialistes, service de détermination des manœuvres…
Simulateur satellite
Assemblage technique du SSCP
(vérification des interfaces entre chaque sous sytème 2 à 2)
Accord autorité projet pour passer en phase de qualification technique
Qualification technique du SSCP
(Validation de tous les échanges de données dans le SSCP et vérification des exigences de la matrice de conformité)
Expérimentateurs du SSME (France Telecom, DGA, Station ESA Redu), SSDS, industriels.
Assemblage technique du système sol
(vérification des interfaces du SSCP avec chaque expérimentateur 1 par 1)
Accord autorité projet pour passer en phase de qualification technique
Qualification technique du système sol
(Validation de tous les échanges de données du SSCP avec les expérimentateurs)
Accord autorité projet pour passer en phase de qualification opérationnelle
Qualification opérationnelle du système sol
(Permet de s'assurer que le système complet : personnel, matériel, logiciel et documentation est propre à assurer la mission)
Autorité projet déclare le sytème apte à la mission

Certains essais particuliers liés aux modifications LV et donc aux mécanismes d'opérabilité du satellite ont été rejoués jusqu'à 6 reprises.
Au final, le volume important d'essais joués (200, hors recettes et intégrations logicielles) témoigne de la densité et de la complexité qui ont accompagné la qualification du segment sol Stentor.

Annexe 1 : Exemple de diagramme de séquence :



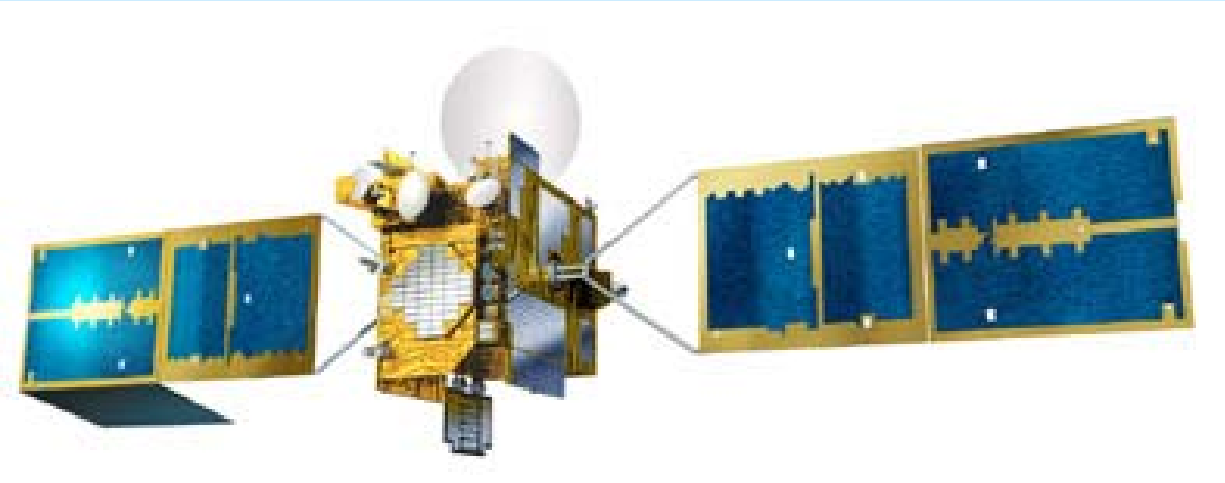
Annexe 2 : Extrait de la matrice des échanges :

Id	Nom flux	ExTA			ExTB			Transfert			client	protocole service	fonction	MDT RTD
		Géo	@	O.S.	Géo	@	O.S.	Temps	Freq	sens				
EXP37	Plan de vol	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4 h

Annexe 3 : Extrait de la matrice de conformité :

EXIGENCE	LIBELLE	Méthode de vérification	lieu	Phase	référence	remarque
DELEXE-TT-03	Toutes les données télémesure plate-forme et CCU doivent être décommutées et traitées, hors affichage, en temps quasi –réel en moins de 5 s.	test	STS CCES	QT STARMAP QT SSCP	T-STS-2-TM QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-04	La montée d'une page ou d'un synoptique se fera en moins de 10s.	test	STS CCES	QT STARMAP QT SSCP	T-STS-1-TG T-STS-2-TG-TS/TA QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-05	Le rebouclage TM vers exécution de TC sera supérieur à 5mn hors cas de période critique et pannes satellite .	test	STS CCES		QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-06	Les seules TC susceptibles d'être envoyées sous moins de 5mn sont des TC prédéfinies , préparées à l'avance et prêtes à l'envoi et permettant un arrêt propre de l'expérimentation ou de l'activité satellite en cours.	test	STS CCES		QT-TM/TC	Conforme
6.1.2 TEMPS DIFFERE						
DELEXE-TD-1	Les données TM décommutées ne demandant pas de traitement sont mises à disposition des expérimentateurs 5mn après leur acquisition.	test	CCES	QT SSCP	QT-EXT-02	Conforme
DELEXE-TD-02	Le traitement d'une expérimentation sera disponible 4heures après acquisition de la TM.	test	CCES	QT SSCP	QT-EXT-02	Conforme
DELEXE-TD-03	Les tracés de courbes en visualisation ,sur 50 paramètres, seront disponibles en moins de 30mn.	test	CCES	QT SSCP	QT-EXT-02	Conforme

Stentor



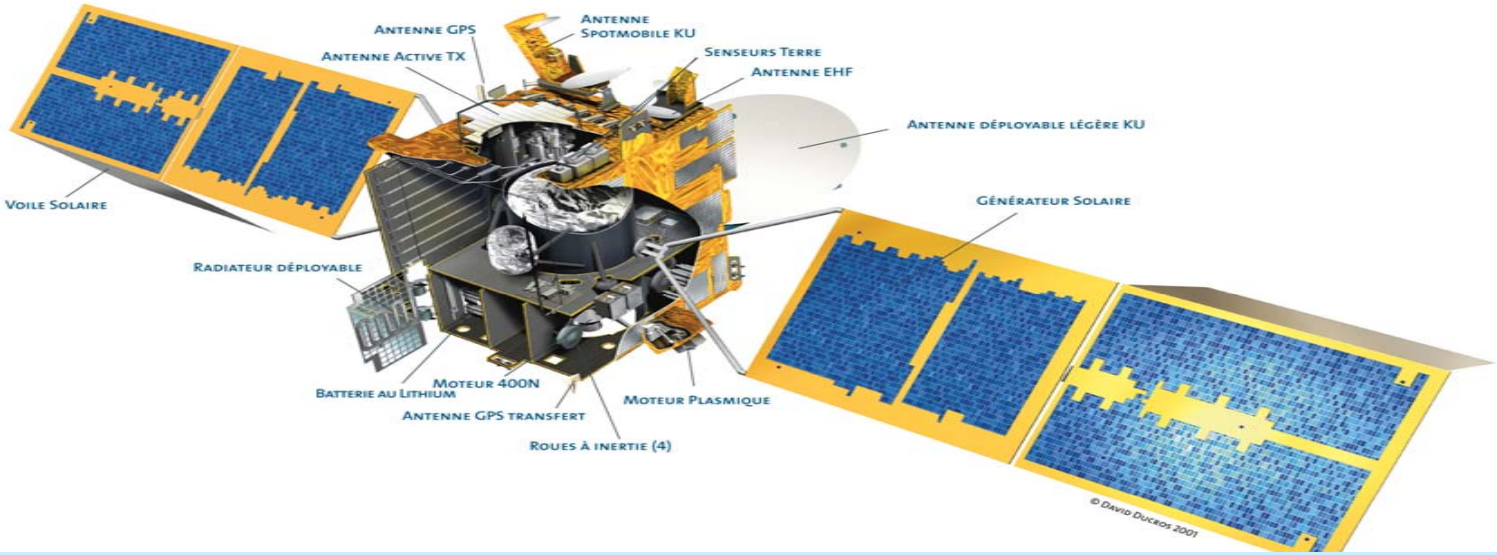
QUALIFICATION DU SEGMENT SOL STENTOR
ORGANISATION ET DEMARCHE

SOMMAIRE

- ⇨Le Programme Stentor
- ⇨Le Satellite Stentor
- ⇨Présentation du Système
- ⇨Le Segment Sol de Contrôle et de Programmation
- ⇨Qualification du Segment Sol : Organisation
- ⇨Les Contraintes de Développement
- ⇨Démarche de Qualification du Segment Sol
- ⇨Conclusion

Le Programme Stentor

⇨Décision d 'engagement du programme par le gouvernement francais en octobre 95,
⇨Programme technologique pour nouvelle génération de satellites de télécom,
⇨Satellite de télécommunications fédérateur d 'innovations techniques plateforme, CU et passagers,
⇨mission d 'exploitation : 2 ans d'expérimentations intensives (Phase E1) et 7 ans d' expérimentations et de démonstrations de services de télécom (phase E2),
⇨Programme conduit sous la responsabilité d 'Equipe de Programme Etatique (EPE) CNES, FT, DGA,
⇨Développement du satellite sous co-maîtrise d 'œuvre Astrium (mandataire) et Alcatel Space (intégration et essais),
⇨Développement et exploitation du Segment sol de contrôle et de programmation sous la responsabilité du CNES



LE SATELLITE :

~2100 kg, ~2600 w (2 ans)

plate-forme stabilisée 3 axes, charge utile Ku, EHF, passagers (récepteur GPS, moniteur de radiation, ...)

structure primaire : spacebus 3000

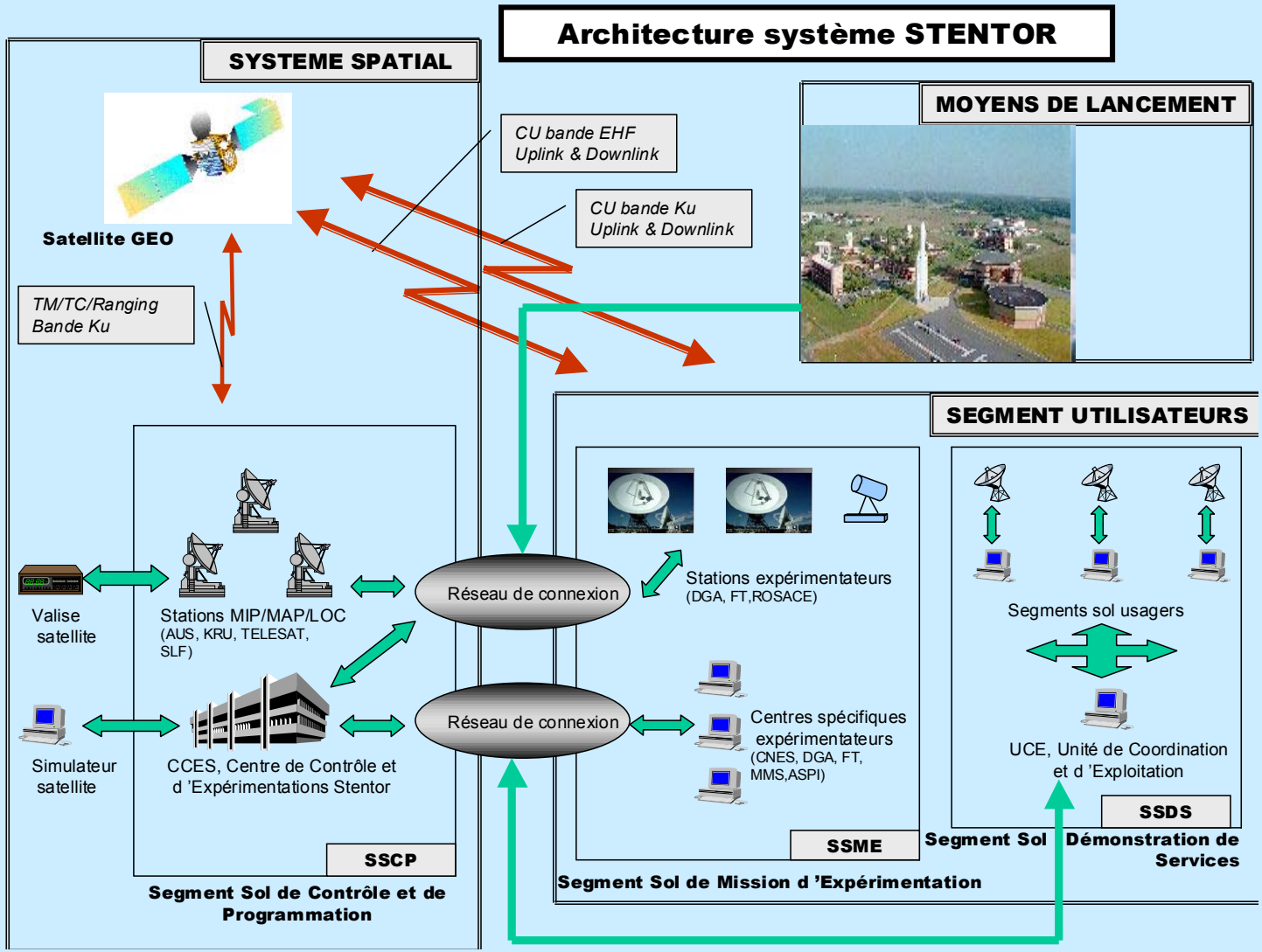
avionique : eurostar 3000

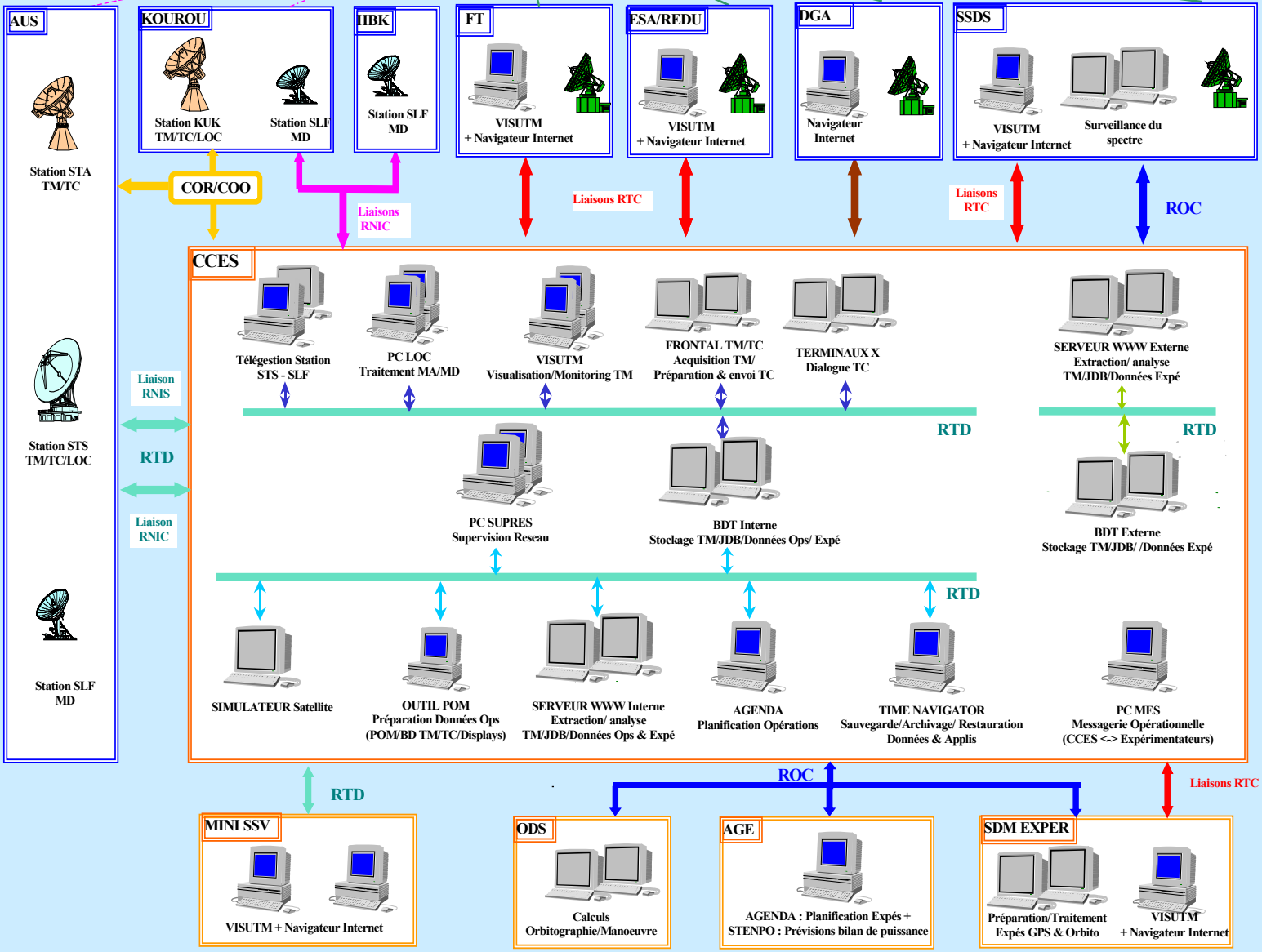
propulsion chimique et propulsion plasmique (4 propulseurs de 83 mN)

contrôle thermique (boucles fluides, radiateur déployable) et alimentation electrique (batterie Lithium Ion)

Au Total 85% d 'équipements nouveaux

Architecture système STENTOR

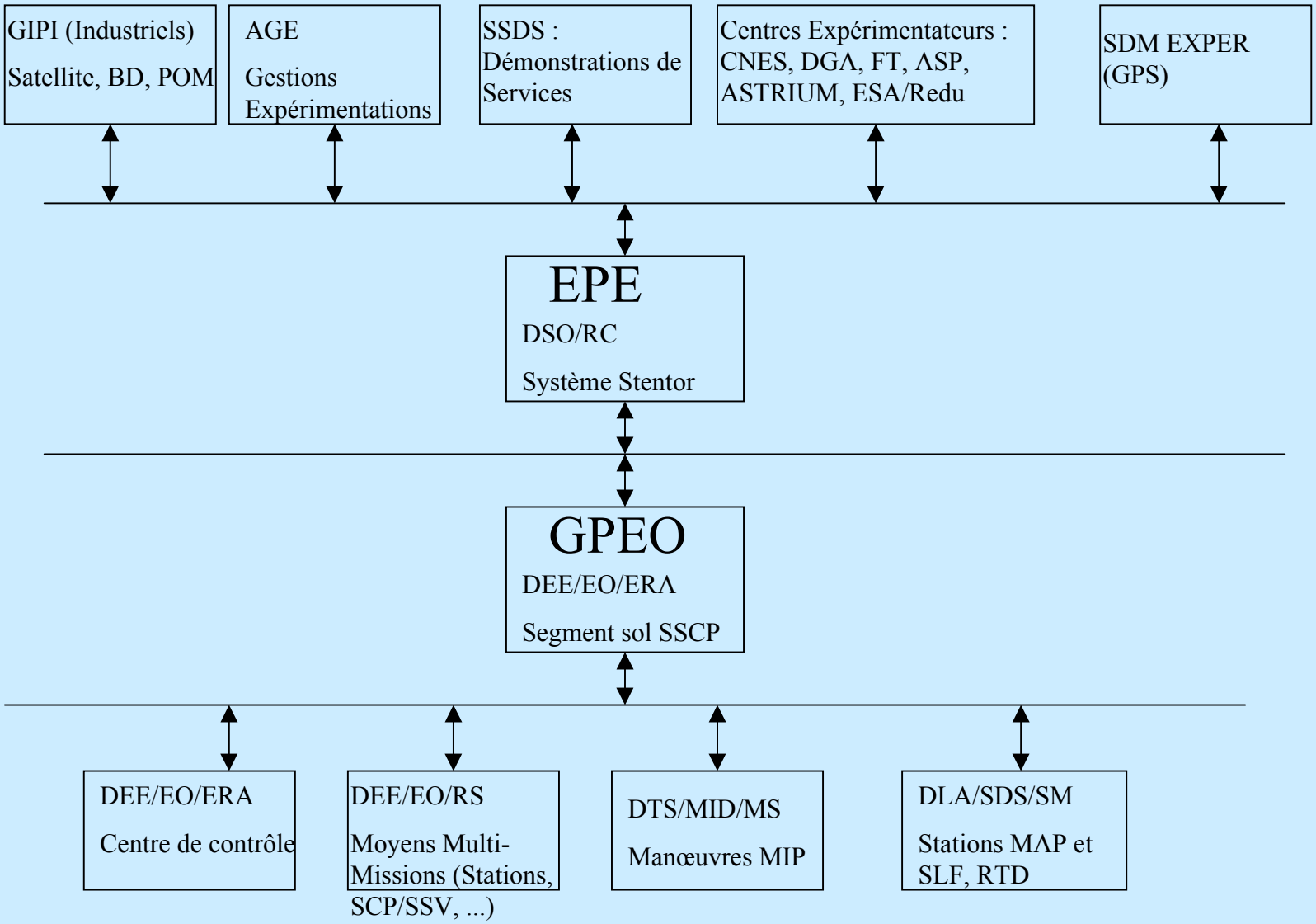



AUS
Station STA TM/TC
Station STS TM/TC/LOC
Station SLF MD
KOUROU
Station KUK TM/TC/LOC
Station SLF MD
HBK
Station SLF MD
FT
VISUTM + Navigateur Internet
ESA/REDU
VISUTM + Navigateur Internet
DGA
Navigateur Internet
SSDS
VISUTM + Navigateur Internet
Surveillance du spectre
COR/COO
Liaisons RNIC
Liaisons RTC
Liaisons RTC
ROC
Liaison RNIS
RTD
Liaison RNIC
CCES
Télégestion Station STS - SLF
PC LOC Traitement MA/MD
VISUTM Visualisation/Monitoring TM
FRONTAL TM/TC Acquisition TM/ Préparation & envoi TC
TERMINAUX X Dialogue TC
SERVEUR WWW Externe Extraction/ analyse TM/JDB/Données Expé
RTD
RTD
PC SUPRES Supervision Reseau
BDT Interne Stockage TM/JDB/Données Ops/ Expé
BDT Externe Stockage TM/JDB/ /Données Expé
RTD
SIMULATEUR Satellite
OUTIL POM Préparation Données Ops (POM/BD TM/TC/Displays)
SERVEUR WWW Interne Extraction/ analyse TM/JDB/Données Ops & Expé
AGENDA Planification Opérations
TIME NAVIGATOR Sauvegarde/Archivage/ Restauration Données & Applis
PC MES Messagerie Opérationnelle (CCES <-> Expérimentateurs)
RTD
ROC
Liaisons RTC
MINI SSV
VISUTM + Navigateur Internet
ODS
Calculs Orbitographie/Manoeuvre
AGE
AGENDA : Planification Expés + STENPO : Prévisions bilan de puissance
SDM EXPER
Préparation/Traitement Expés GPS & Orbito
VISUTM + Navigateur Internet

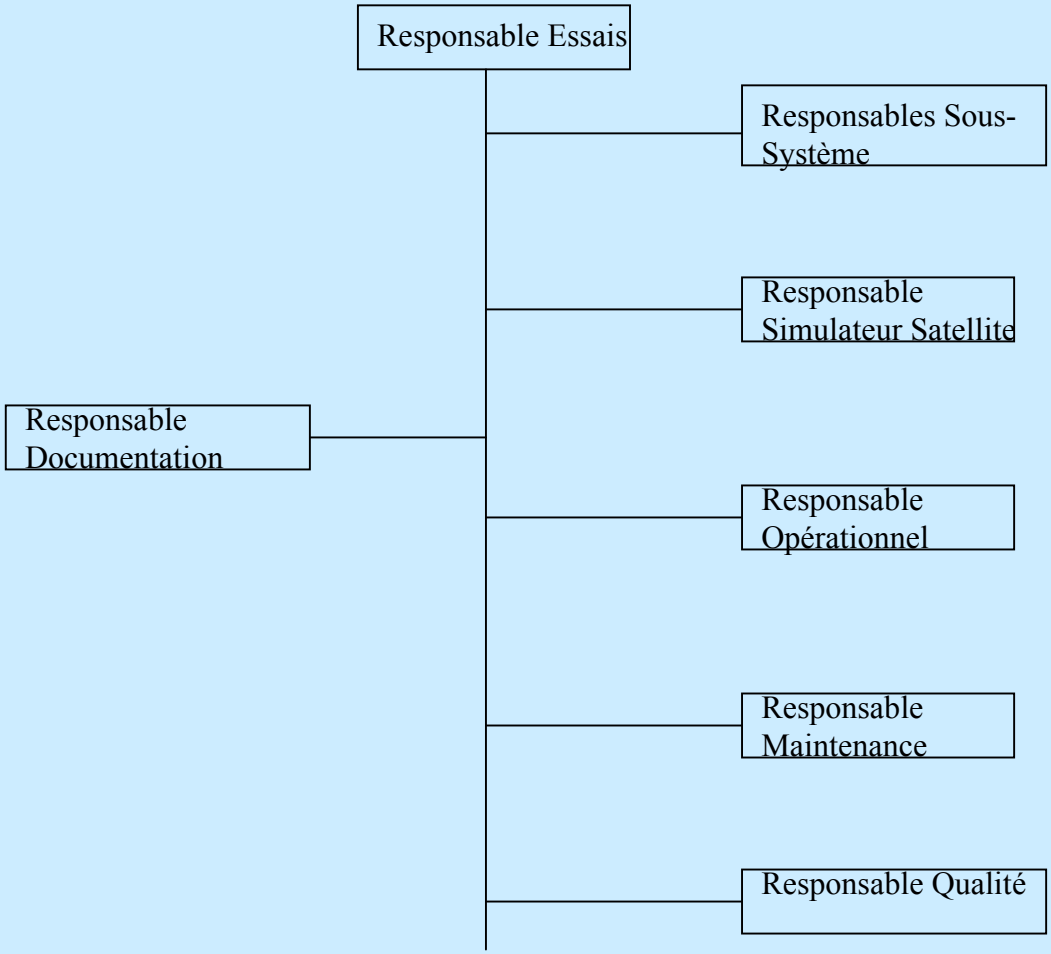
Qualification du Segment Sol : L 'organisation

- Equipes CNES :
  - Développement du programme Stentor (satellite, mission) au sein du groupe étatique EPE, (DSO/RC, DTS/AQ, DTS/AE)
  - Développement et qualification du segment sol (DEE/EO, DLA/SDS, DTS/MID)
- Equipes industrielles :
  - Satellite : BD système, Procédures opérationnelles, EADS/ASTRIUM, ASP
  - Station de Maintien à Poste (STS) : ASP
  - Stations de Localisation Fine (SLF) : IN-SNEC
  - Réseau de Transmission de Données : CS SI
  - Centre de contrôle :
    - Développement informatique : CS SI, Thalès
    - Support à l'intégration : Transiciel
  - Support à la qualification du segment sol : Altran Technologies
  - Support à la préparation des données opérationnelles : ASP
  - Préparation du contrôle du satellite en Maintien à Poste : ASP
- Equipes FT et DGA au sein du groupe étatique EPE

•Organigramme du GPEO avec les différentes entités en interface



•L'organisation mise en place pour les essais :



es Contraintes de Développement : Nombreuses Interfaces techniques 1/2

Interfaces Internes :

•Télécommande, Télémesure, Localisation avec les stations

•Télégestion des stations de localisation fine SLF,

• Télégestion de la station de Maintien à Poste,

•Extraction des données à partir d'un serveur WWW interne (télémesure JDB CCES, Stations, Résultats d 'expérimentations).

Interfaces Bord/Sol :

•Télécommande, Télémesure au format CCSDS

•Mécanismes de descente de la télémesure (partie fixe, variable, canaux Dwell, échantillonnages à diverses fréquences (SPY), données du processeur 1553 (On-request), canal Dump,

•Gestion téléchargements LV et LV Passagers,

• Gestion de la pile bord.

Les Contraintes de Développement : Nombreuses Interfaces 2/2

Interfaces Externes :

•Gestion de la BD Système satellite (11000 paramètres),

•La Prise en compte de procédures satellites opérationnelles plateforme et charge utile,

•Télécommande, Télémesure, Localisation avec le simulateur satellite, la valise RF et le satellite en essais d'intégration à Cannes.

•Diffusion en temps réel de la télémesure et visualisation sur sites externes (Issy-les-moulineaux, Mulhouse, …) pour la validation des performances de la charge utile Ku,

•Boucle de programmation de la charge utile en temps réel avec les expérimentateurs,

• Boucle de programmation de la charge utile en temps différé avec l'entité de gestion des expérimentations,

•Pré-traitement et extraction des données à partir d'un serveur WWW externe (télémesure JDB CCES, Stations, Résultats d'expérimentations,

•Programmation de la charge utile Ku et surveillance spectre avec le segment sol de démonstration de services (SSDS),

es Contraintes de Développement : La sécurité des systèmes d 'information

Ouverture des bases de données (télémesure, jdb CCES, ...) du centre de contrôle sur Intranet et Internet via un serveur Web:

- •Accessibilité aux bases de données Stentor sur des moyens agréés au niveau systèmes informatiques (OS, progiciels) et logiciels,
- •Duplication des moyens (bases de données et serveurs WWW) sur une zone réseau isolée du centre de contrôle,
- •Politique de filtrage du protocole IP et contraintes sur les mécanismes d'échanges de données
- •Déclarations administratives de responsabilité sur l'utilisation de données et mise en place d'outils d'analyse de données informatique liés aux reporting sécurité.

Communications Centre de contrôle -Station de Maintien à Poste, Stations SLF , Réseau de stations Cnes/Télésat, SDM/ODS, ... :

- •Politique de filtrage du protocole IP et contraintes sur les mécanismes d'échanges de données
- •contraintes sur les choix des protocoles de communication,

Supervision réseau :

- •Mise en place d'une supervision locale au Centre de contrôle en consultation.

Les Contraintes de Développement : Le planning

Contraintes planning :

•Désynchronisation des arrivées de certains sous-systèmes importants (Segment sol de Démonstration de Service : 1 an après la Qualification technique de niveau système),

•Connaissance tardive des mécanismes de téléchargement des logiciels de vol,

•Nombre élevé de reports successifs du lancement entre 1999 et 2002,

•Changement de salle de contrôle/spécialistes.

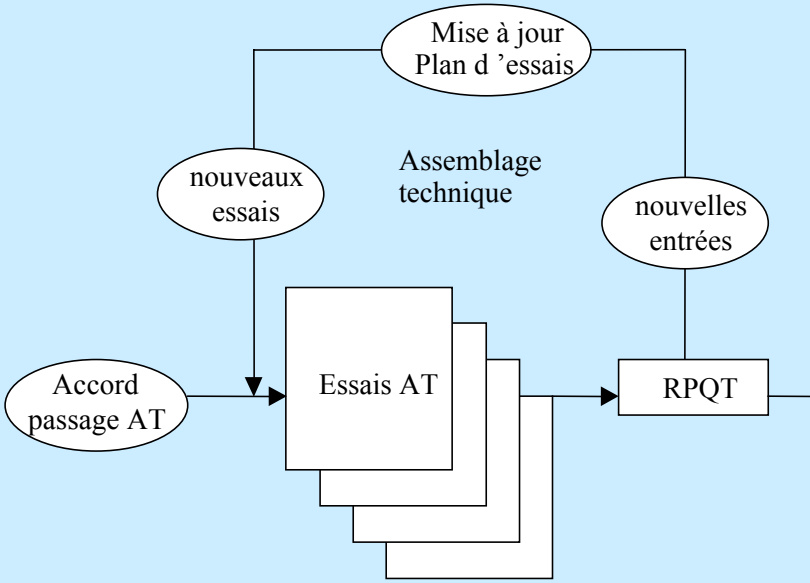
Caractéristiques du développement :

• Nombreuses évolutions du logiciel de vol suite aux phases d 'intégration et nombreuses adaptations des logiciels du centre de contrôle (4 livraisons de l'ensemble des logiciels de Mars à Novembre 2002),

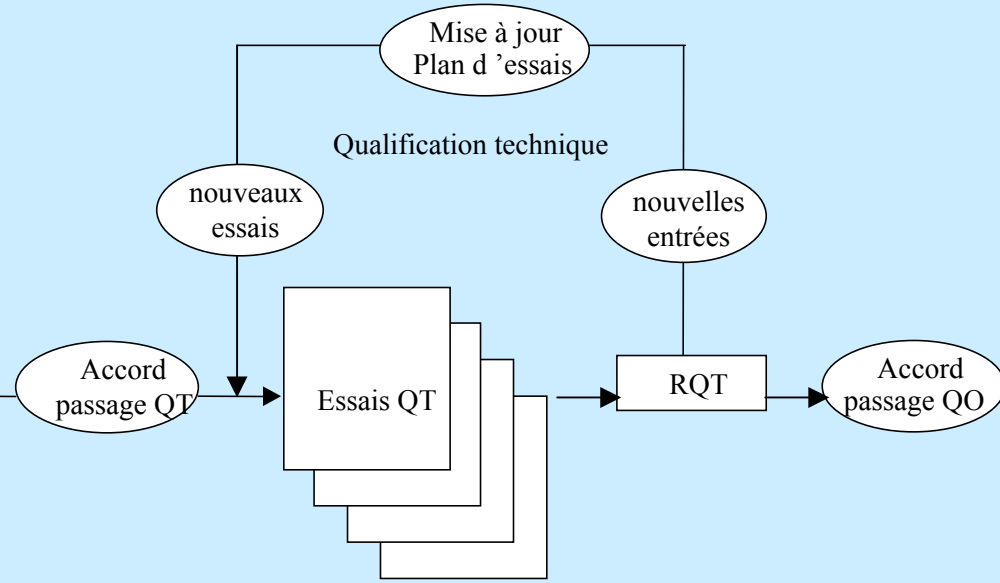
•Création d'une autorité de gestion, définition et planification des expérimentations.

Qualification du Segment Sol : La démarche

Cycle itératif



Cycle itératif



Passage en assemblage technique

- ✓ Recette site CCES
- ✓ Recette site STS
- ✓ Recette site SLF
- ✓ Recette RTD
- ✓ Recette moyens multimissions
- ✓ Recette ODS

Recette SDM MIP

Passage en qualification technique

- ✓ Assemblage CCES STARMAP
- ✓ Assemblage CCES ODS
- ✓ Assemblage CCES moyens multimissions
- ✓ Intégration TR et TD CCES

Passage en qualification opérationnelle

- ✓ QT/QO MIP
- ✓ QT/QO MAP
- ✓ QT/QO Système (FT, DGA/Celar/ ASTRIUM, ASPI, CNES, SDM EX SSDS, AGE)

Qualification du Segment Sol : La démarche

Documentation associée

Contient la matrice de conformité aux exigences systèmes

Plan d 'essai général d'assemblage et de qualification technique et opérationnelle du segment sol stentor

Assemblage technique

- plan d'essai CCES STARMAP : partie STS
- plan d'essai CCES -STARMAP : partie SLF
- plan d'essai CCES - moyens multimission : COR, COO, SSV, SCP, SDM MIP
- plan d'essai CCES - ODS
- plan d'essai CCES- serveur GPS
- Plan d'essais stations Cnes et Télésat,
- Plan d'essais stations avec la valise RF

Qualification technique et opérationnelle

- essai fonctionnel TM/TC
- essai fonctionnel localisation/télégestion essai fonctionnel temps différé
- essai fonctionnel sécurité informatique
- essai fonctionnel interfaces externes
- essais systèmes avec les expérimentateurs
- essais interface bord/sol avec le simulateur
- essais d'opérabilité avec le satellite
- essais BD et procédures opérationnelles

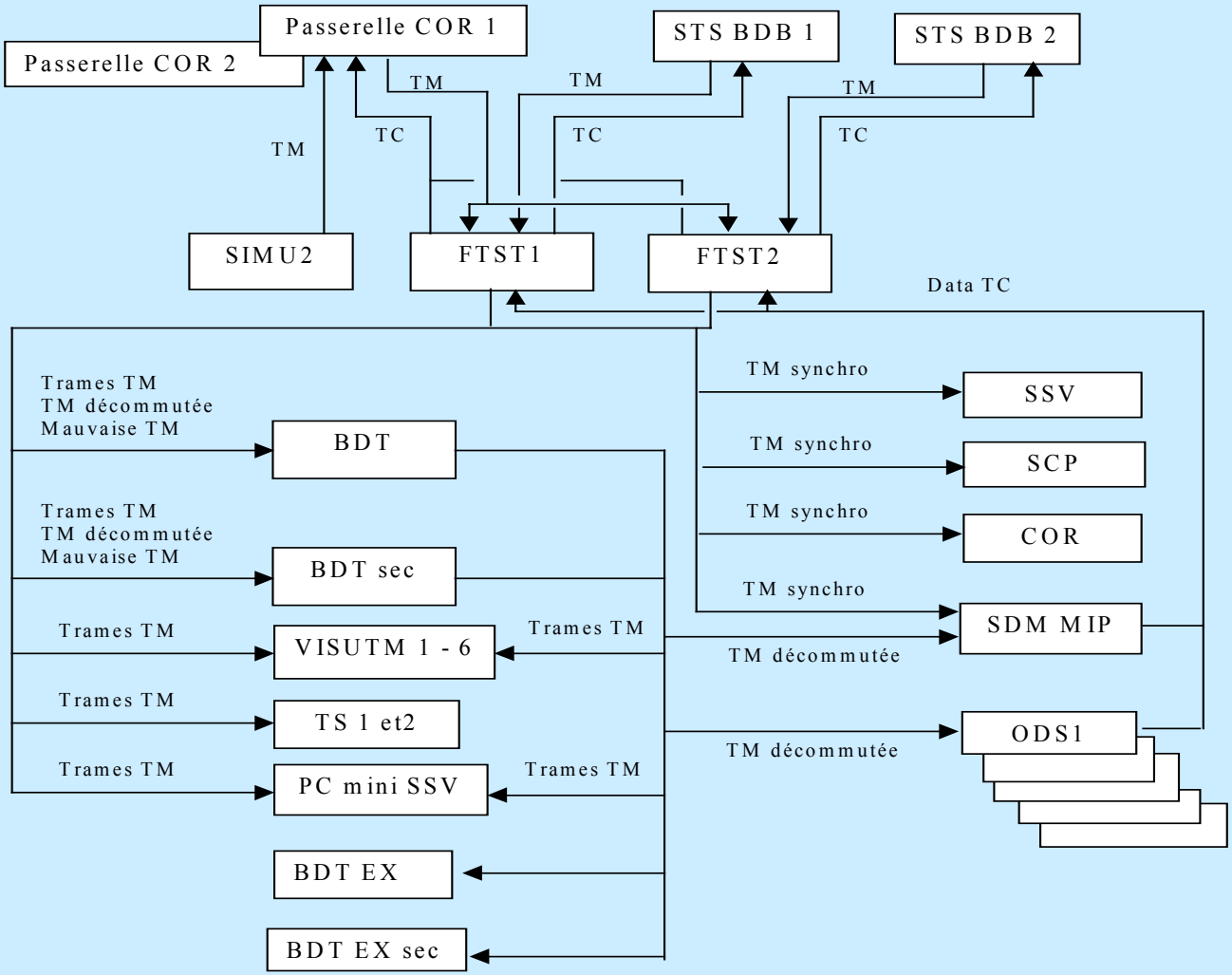
Matrice des échanges

Diagramme de séquences

Qualification du Segment Sol : Les outils : Les Diagrammes de séquences

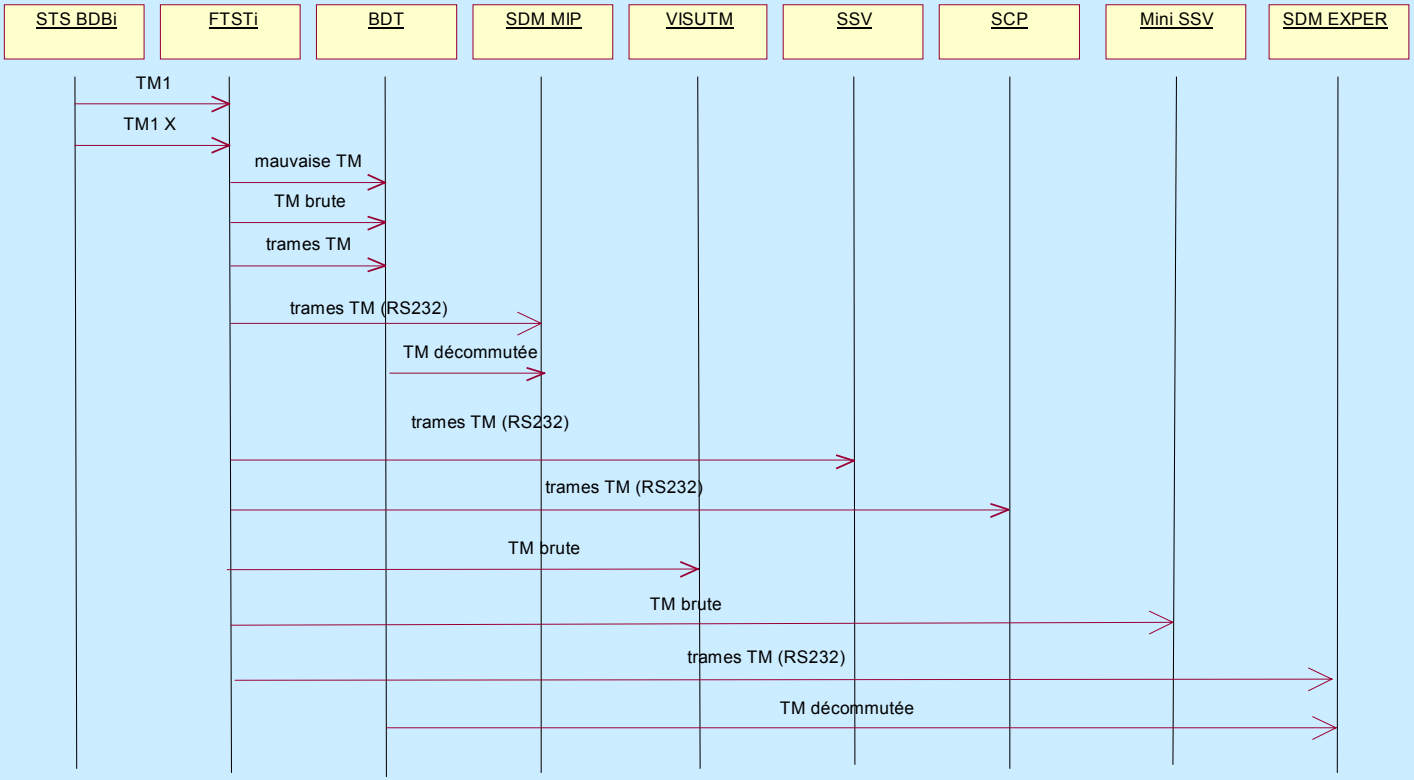
(construits à partir des schémas logiques des documents d 'interface interne et externe)

schéma logique pour la TM/TC



Qualification du Segment Sol : Les outils : Les Diagrammes de séquences

Diagramme de séquence pour la Télémesure (TM) :



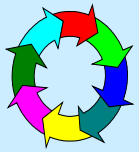
Qualification du Segment Sol : Les outils : La Matrice des Echanges

	Nom flux	ExTA			ExTB			port		Transfert			client	protocole service	fonction	MDT
		Géo	@	O.S.	Géo	@	O.S.	source	dest	Temps	Freq	sens				
31	Données TM (brute et physique)	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
32	Historique des orbites restituées	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
33	Historique des paramètres de manœuvre	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
34	JDB CCS	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
35	Logbook des TC	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
36	Mémoire technique	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
37	Plan de vol	ZIE	SER EX, SER EX sec	UNIX	ROC	Tout expé	UNIX Win NT		8095	TD	Jr	SER EX -> expé	serveur	HTTP	EXPE MIP MAP	4
38	data TC (FICDATA)	CCS/TD	FTST QUALIF	UNIX	ROC	SDM EXPER	UNIX Win NT		20,21	TD	Jr	SDM -> FTST	FTST QUALIF	FTP	QT/QO TM/TC MAP	15 r
39	data TC (FICDATA)	CCS/TD	FTST TST	UNIX	ROC	SDM EXPER	UNIX Win NT		20, 21	TD	Jr	SDM -> FTST	FTST TST	FTP	QT/QO TM/TC MAP	15 r

Qualification du Segment Sol : Les outils : La Matrice de Conformité

EXIGENCE	LIBELLE	Méthode de vérification	lieu	Phase	référence	remarque
DELEXE-TT-03	Toutes les données télémesure plate-forme et CCU doivent être décommutées et traitées, hors affichage, en temps quasi –réel en moins de 5 s.	test	STS CCES	QT STARMAP QT SSCP	T-STS-2-TM QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-04	La montée d'une page ou d'un synoptique se fera en moins de 10s.	test	STS CCES	QT STARMAP QT SSCP	T-STS-1-TG T-STS-2-TG-TS/TA QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-05	Le rebouclage TM vers exécution de TC sera supérieur à 5mn hors cas de période critique et pannes satellite .	test	STS CCES		QT-TM/TC	Conforme
DELEXE-TT-06	Les seules TC susceptibles d'être envoyées sous moins de 5mn sont des TC prédéfinies , préparées à l'avance et prêtes à l'envoi et permettant un arrêt propre de l'expérimentation ou de l'activité satellite en cours.	test	STS CCES		QT-TM/TC	Conforme

Qualification du Segment Sol : Conclusion



- Méthode de qualification itérative, efficace grâce aux outils mis en place,

- Intégration possibles de fortes contraintes de développement notamment en terme de planning et d'intervenants,

- Plusieurs phases de qualification absorbées de Juin 2000 à Décembre 2002 :

  - Recettes (70 DM logicielles en 18 mois),
  - Assemblages (60 essais),
  - Qualification Technique (50 essais), (4 phases de QT),
  - Mécanismes opérabilités (6 essais avec le simulateur, 3 essais avec le satellite)
  - Qualification opérationnelle (80 essais menés en 4 phases)
  - Essais d'opérabilité du satellite (plateforme + ensemble des charges utiles
  - expérimentales (au total 120 heures d'échanges entre le Centre de contrôle et l satellite).





Outil de traitement et de représentation graphique HORACE

Résumé :

HORACE est un ensemble de composants logiciels destinés à assurer la restitution graphique de paramètres issus de données télémesurées ou enregistrées à bord d'aéronefs. Il peut s'interfacer avec des moyens de simulation, de test en laboratoire, ou de validation in situ de données d'essais produites (avions banc d'essais, valises de piste, moyen de restitution de trajectographie). Il permet une utilisation en supervision temps réel ou en analyse temps différé.

Ces composants s'intègrent dans un environnement Windows sur des plates-formes de types PC grand public. Ils permettent d'assurer la représentation graphique, dynamique et interactive de données numériques synchronisées à une acquisition audio ainsi que la visualisation de flux vidéo. Ces composants permettent par ailleurs de traiter les données acquises (filtrage, changement de repères géodésiques, traitement numériques purs) et d'assurer des sorties papier adaptées aux moyens d'impression.

La principale innovation de cet outil réside dans son ouverture . Conçu comme une structure d'accueil ouverte, HORACE autorise l'adjonction de nouveaux composants graphiques et de traitements. Par ailleurs, sa simplicité d'emploi permet d'adapter la représentation graphique à chaque besoin d'essai sans aucun développement logiciel avec des délais très courts et s'intègre naturellement dans un environnement et avec une ergonomie Windows classique.

Mots clefs : Horace, graphique, représentation, traitement.

Auteur : Marc Chamayou

TABLE DES MATIERES

1 PRINCIPES GÉNÉRAUX DE L'OUTIL 3

1.1 FORMAT ET SUPPORT 3
1.2 CONCEPT D'EMPLOI 4
1.2.1 Visuel télémesure 4
1.2.2 Visuel simulation 4
1.2.3 Valise de piste 5
1.2.4 Acquisition / Visualisation / Passerelle embarquée 5
1.2.5 Outil de traitement déployable 6
1.2.6 Outil de visualisation multi-flux 6

2 CAPACITÉS FONCTIONNELLES 7

2.1 ARCHITECTURE GÉNÉRALE 7
2.2 ACQUISITION ET STOCKAGE DE DONNÉES DE DIFFÉRENTES NATURES 8
2.2.1 Données numériques simples 8
2.2.2 Audio 8
2.3 REPRÉSENTATION DE DONNÉES NUMÉRIQUES 8
2.3.1 Vues y=f(t) 9
2.3.2 Graphique personnalisé 10
2.3.3 Représentation trajectographique 12
2.3.4 Représentation maquette 3D 13
2.3.5 Vidéo 14
2.3.6 Associations de vues graphiques 14
2.4 TRAITEMENT DES DONNÉES 14
2.5 TOPAGE / HISTORIQUE ET FEUILLE D'ÉCOUTE 15
2.6 MODES DE FONCTIONNEMENT 15
2.6.1 Temps réel avec rejeu courant 15
2.6.2 Temps différé avec ou sans rejeu des traitements 15

3 CONCEPT DE STRUCTURE D'ACCUEIL 16

3.1 CÂBLAGES 16
3.2 VISUALISATIONS 17
3.3 TRAITEMENTS 17
3.4 SERVICES GÉNÉRAUX DE LA STRUCTURE D'ACCUEIL 17
3.4.1 Conversion d'unités 17
3.4.2 Extraction binaire 17
3.4.3 Utilisation temps paramètre 17
3.4.4 Type informatique et format 17

4 EXEMPLES D'UTILISATION 18

4.1.1 HBE Puma 1184 18
4.1.2 Visualisation simulation 19
4.1.3 Télémesure CEV 19

1 Principes généraux de l'outil

1.1 Format et support

L'outil de traitement et de représentation graphique HORACE est un ensemble de composants logiciels destinés à fonctionner sur une plate-forme de type PC sous Windows.

Couplé à des moyens d'essais par réseau, par liaison série, par fichiers de données, par voie télémesure ou directement sur une même machine, HORACE permet de disposer d'un moyen souple, reconfigurable et léger de représentation et de traitement des données produites.

Architecturé comme une structure d'accueil ouverte, HORACE est par ailleurs capable de constituer une passerelle de génération de données pour des consommateurs extérieurs (flux réseau, flux série, génération ARINC, etc.).

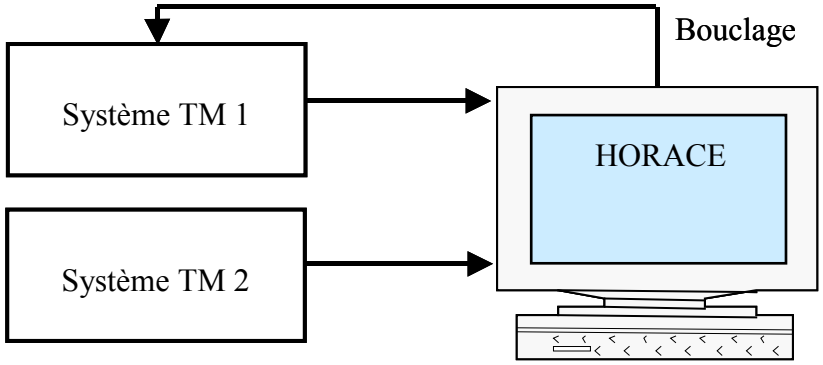
Destiné à être utilisé par un responsable d'essais, cet ensemble de composants s'intègre complètement dans l'environnement et l'ergonomie traditionnels de Windows permettant un interfaçage rapide aux moyens bureautiques standards.

1.2 Concept d'emploi

HORACE est destiné à être utilisé comme moyen de restitution et de traitements suivant différents concepts. Les chapitres suivants se proposent de fournir quelques exemples d'utilisation envisagés.

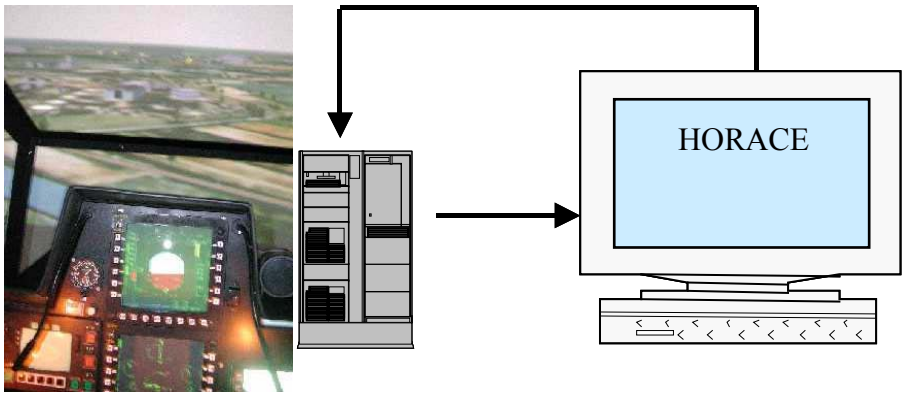
1.2.1 Visuel télémesure

L'outil peut être couplé à un ou plusieurs moyens de dé-commutation de messages télémesurés.



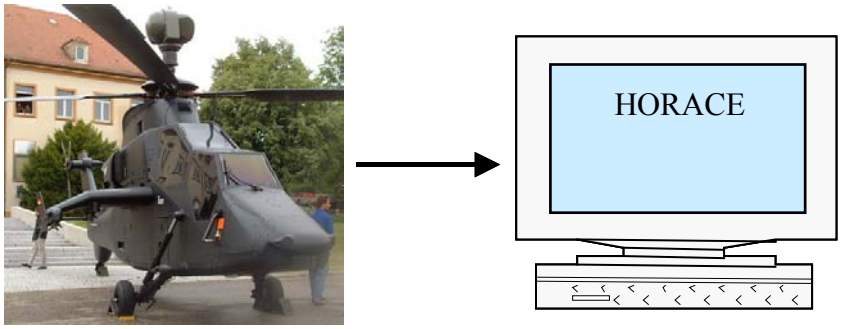
1.2.2 Visuel simulation

L'outil peut être couplé à des moyens de simulation pour valider et exploiter l'ensemble des paramètres produits.



1.2.3 Valise de piste

L'outil peut être installé sur un simple PC type valise de contrôle destiné à visualiser rapidement les données produites par une installation d'essais in situ.

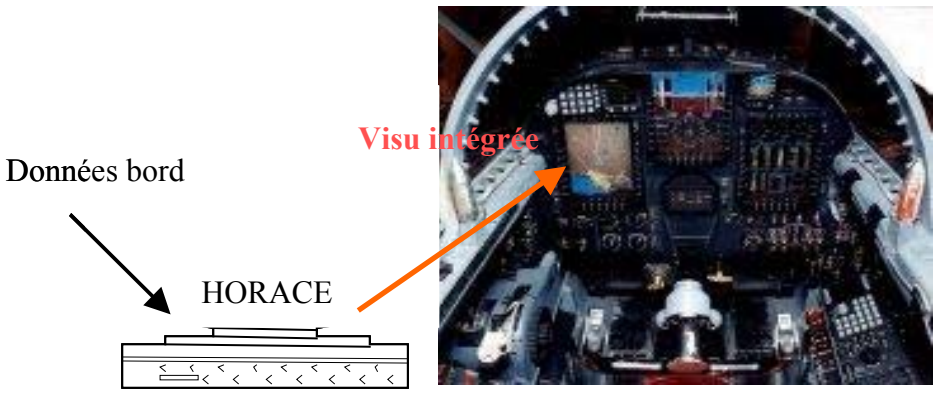


1.2.4 Acquisition / Visualisation / Passerelle embarquée

HORACE peut être installé directement au cœur d'une installation d'essais embarquée comme système d'acquisition, d'enregistrement et de visualisation.

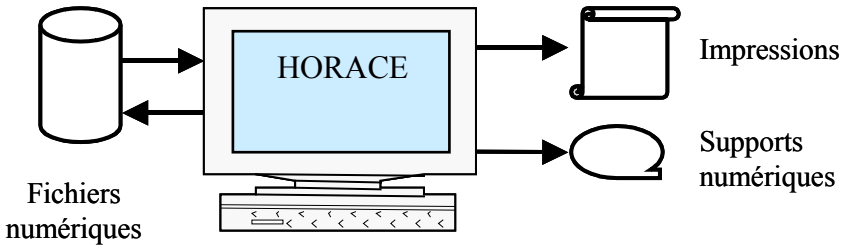
Les fonctionnalités de traitement permettent de réaliser des fonctions passerelles entre différentes types de support (acquisition PCM, génération ARINC, acquisition série, génération trames réseau).

HORACE peut être utilisé comme moyen de visualisation de symbologies sur la plate-forme en essai. Sa facilité de reconfiguration permet de réaliser des modifications rapides et in situ des symbologies représentatives des données produites.

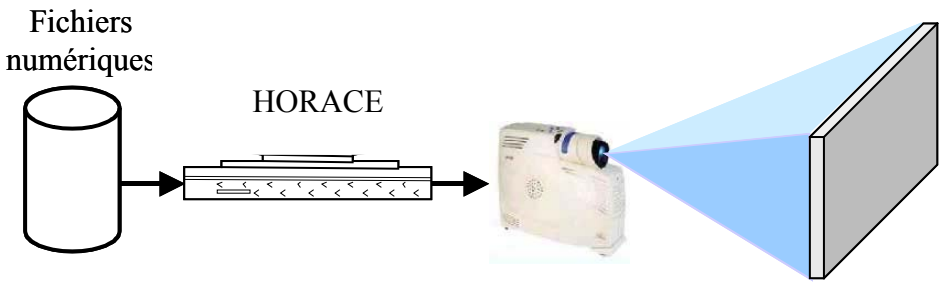


1.2.5 Outil de traitement déployable

Les composants HORACE peuvent s'insérer au sein d'un environnement bureautique classique sous Windows. Les données produites lors d'un essai peuvent être directement traitées et représentées à partir des fichiers numériques. Les représentations ainsi élaborées peuvent être insérées au cœur d'un rapport d'essai.

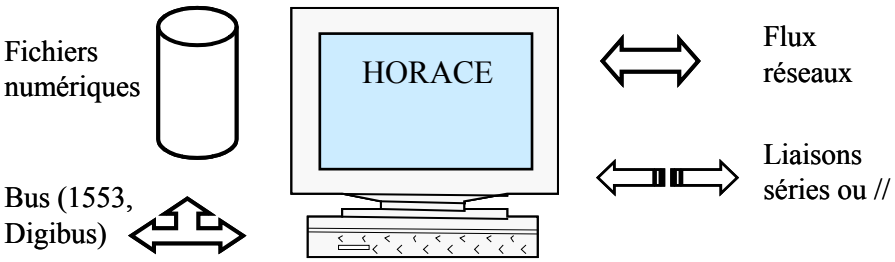


L'ensemble des composants HORACE permettent par ailleurs de réaliser un rejeu dynamique d'une phase d'essai et peuvent être rétro-projetées.



1.2.6 Outil de visualisation multi-flux

De manière générale, l'outil peut être couplé à n'importe quel flux de données : lecteur de bandes ou systèmes d'acquisition de bus. Par ailleurs, il peut produire des données élaborées ou simplement transformées sur ces mêmes supports.



2 Capacités fonctionnelles

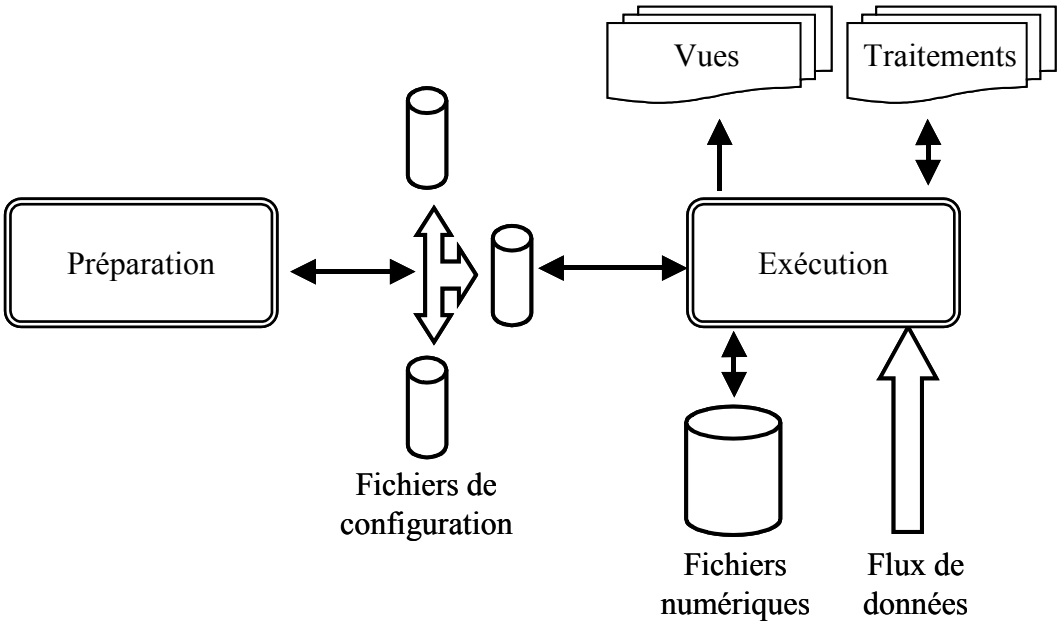
2.1 Architecture générale

HORACE est constitué d'un ensemble de composants permettant :

- d'assurer une préparation de dispositif d'essai, c'est à dire un assemblage de traitements et de représentations graphiques,

- d'assurer une exécution d'essai en animant les vues et en activant les traitements des données à partir d'un dispositif préparé et d'un ou plusieurs flux de données d'essai.

La phase de préparation conduit à produire un ensemble de fichiers de configuration. L'utilisation de simples fichiers permet de s'affranchir d'une base de données relationnelle, simplifiant ainsi les échanges de configuration.



2.2 Acquisition et stockage de données de différentes natures

2.2.1 Données numériques simples

HORACE assure la réception et le stockage de tous les flux numériques entrants. Ce stockage permet d'assurer un rejeu ultérieur, ou des traitements complémentaires sur les fichiers acquis.

En fonction de la configuration matérielle utilisée, un flux ou plusieurs flux vidéo peuvent visualisés sous forme d'incrustations dans les pages d'essai.

2.2.2 Audio

HORACE est capable d'acquérir une voie audio stéréo, couplée et synchronisée aux données.

Cette voie peut être directement issue de l'équipement en essai (« voie G » par exemple) ou d'un simple micro pour enregistrer des commentaires durant un essai.

2.3 Représentation de données numériques

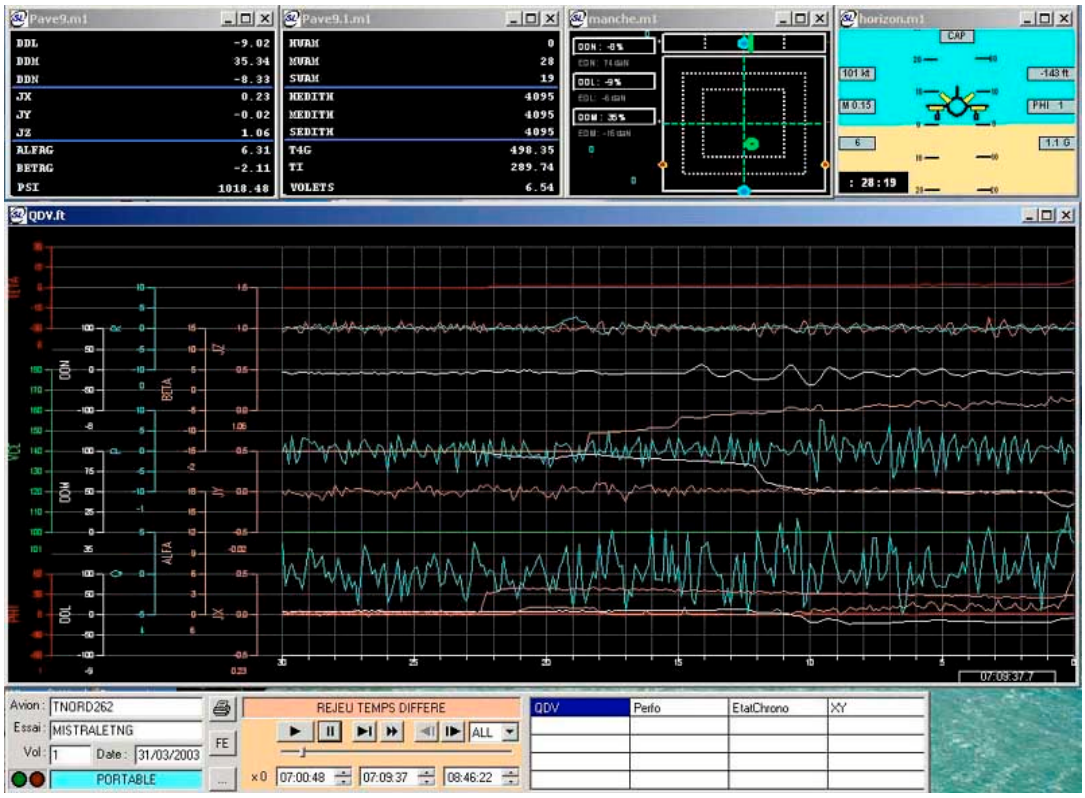
Une des principales fonctionnalités d'HORACE est de réaliser une représentation graphique, synthétique et interactive des données. L'outil propose un ensemble de représentations graphiques adaptées aux besoins courants et plus spécifiques. Les chapitres suivants présentent les principaux types de vue existants.

Il est à noter que HORACE est architecturé comme un système ouvert et permet l'adjonction de nouvelles représentations.

2.3.1 Vues y=f(t)

Ces vues permettent d'afficher sur une même zone de représentation un ensemble de paramètres en fonction du temps.

Vue f(t)



Les courbes sont tracées sous forme défilantes. Chaque courbe dispose d'une échelle modifiable en temps réel. La couleur, le style et l'épaisseur de chaque trait sont paramétrables.

Chaque courbe peut-être dotée d'un ou plusieurs seuils fixes ou variables conduisant à des changements de couleur des courbes au passage de ces seuils.

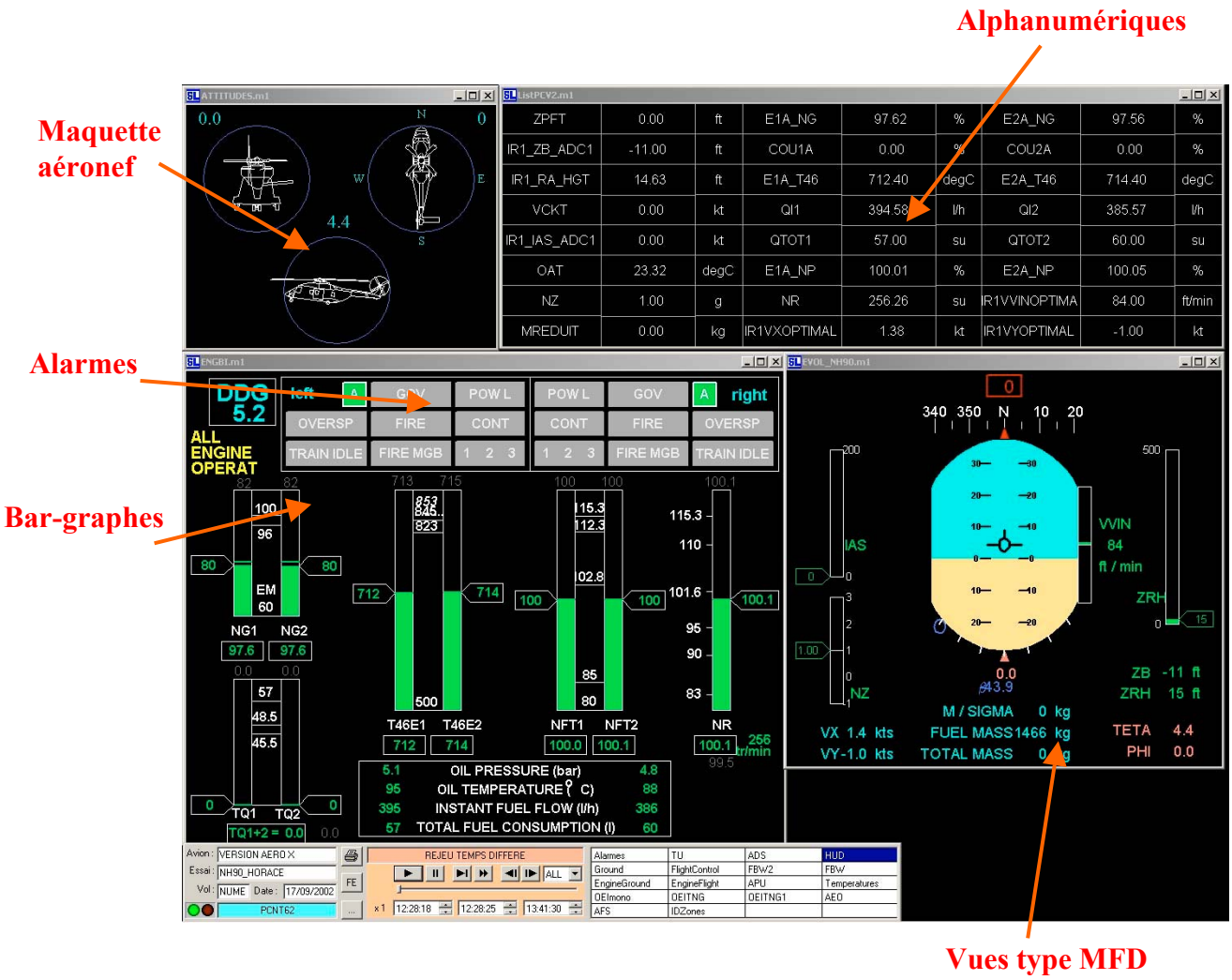
La vue peut être gelée, et les données explorées au moyen d'un réticule de traitement.

Cette représentation, la plus générique par excellence, dispose d'une interactivité poussée.

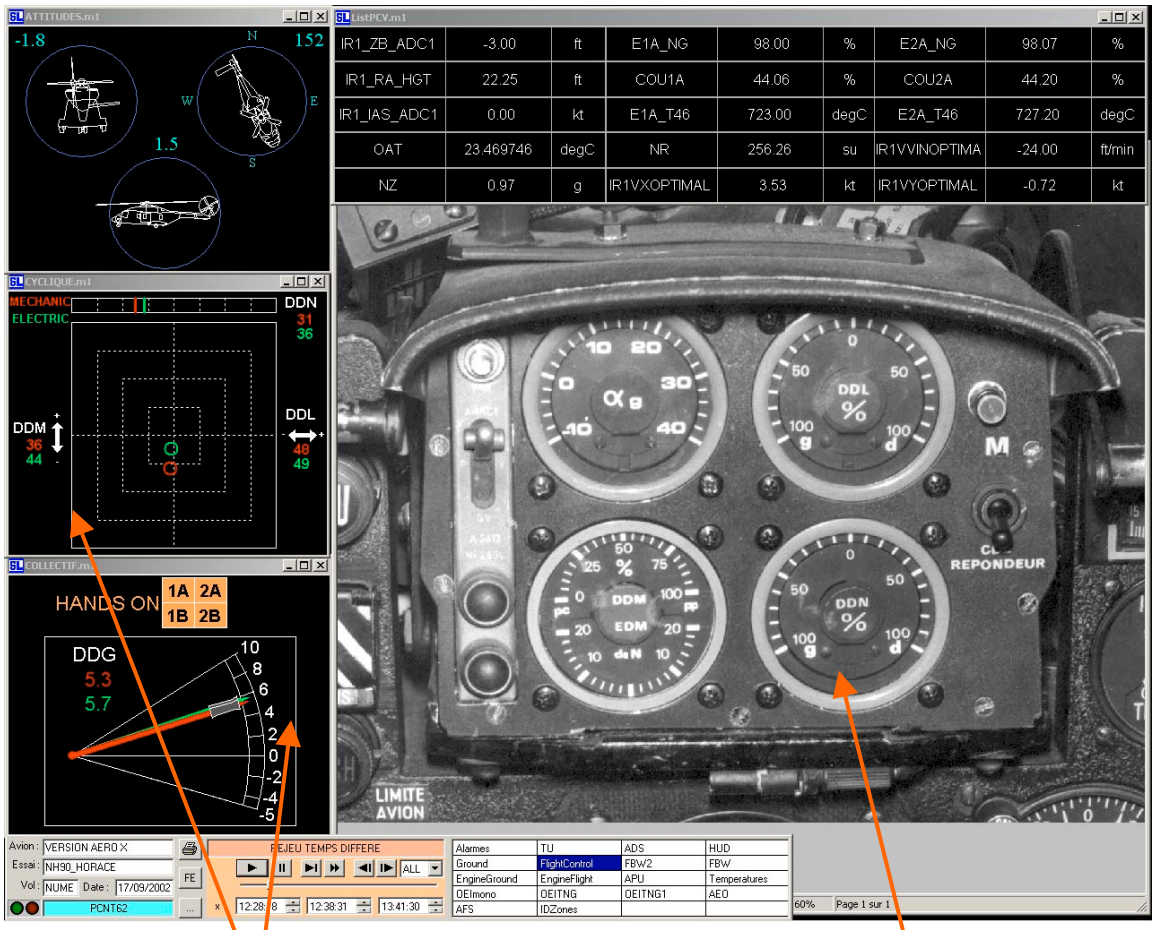
2.3.2 Graphique personnalisé

HORACE permet d'intégrer des vues générées au moyen de progiciels de représentation graphique tels que SL-GMS.

Ce progiciel permet à des utilisateurs de concevoir et d'animer des vues riches sans le moindre développement logiciel. HORACE intégre ces vues et les alimente en données nécessaires à leurs dynamisations.



Les capacités d'un tel progiciel permettent une totale personnalisation en fonction des besoins de l'essai dans des temps extrêmement courts : circuits carburants, horizon artificiel, bar-graphes, vue y=f(x), etc.



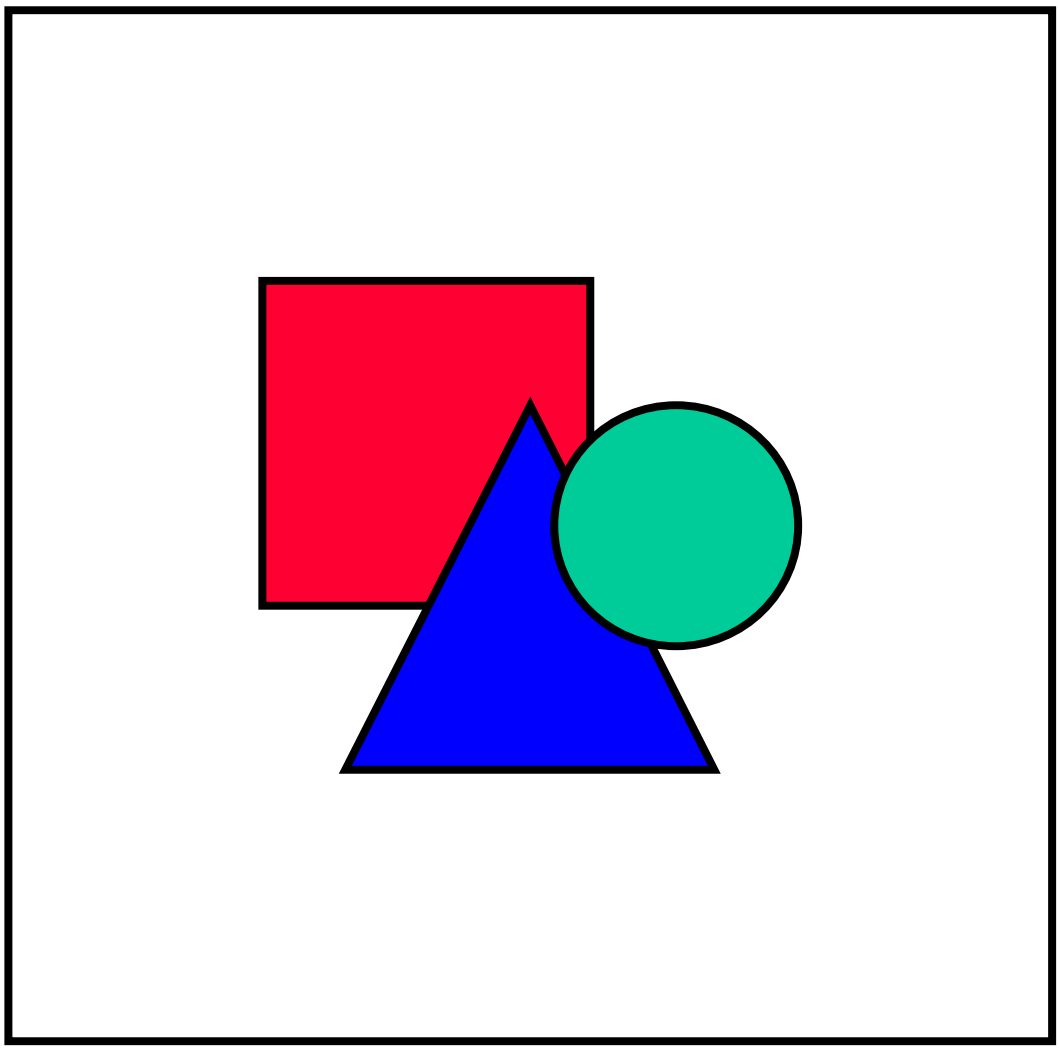
Symbologies adaptées

Image scannérisée et dynamisée

2.3.3 Représentation trajectographique

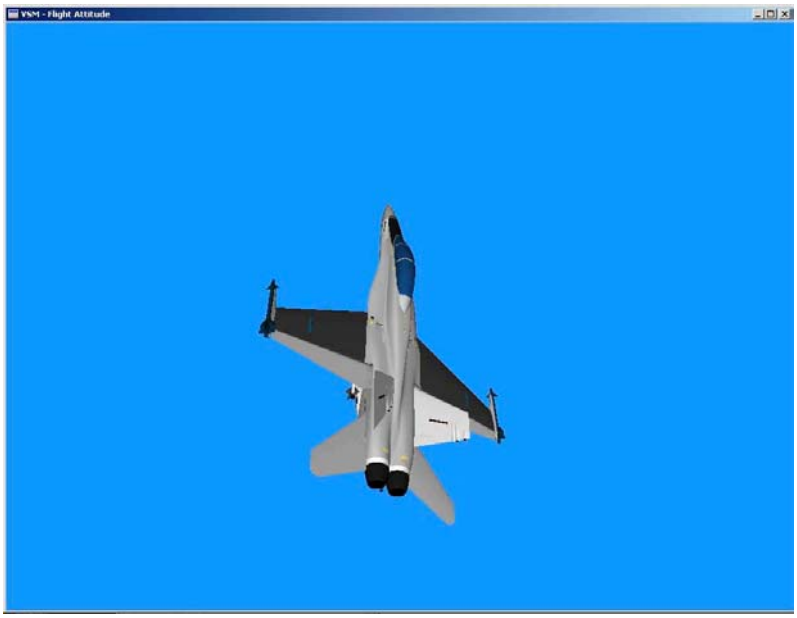
HORACE est doté d'une vue permettant une représentation trajectographique sur fond de carte 2D.

Les trajectoires de plusieurs aéronefs peuvent être représentés simultanément. La vue dispose de commandes interactives permettant les opérations de « zoom / unzoom », « centrage », « centrage sur un mobile », « changement des caractéristiques graphiques », « affichage sélectif de paramètres associés aux mobiles ».



2.3.4 Représentation maquette 3D

HORACE est doté d'une vue destinée à assurer la représentation dynamique d'un objet en 3 dimensions. Cette vue permet de restituer les attitudes d'un aéronef en essai:



ou la trajectoire passée d'un aéronef dans le temps :

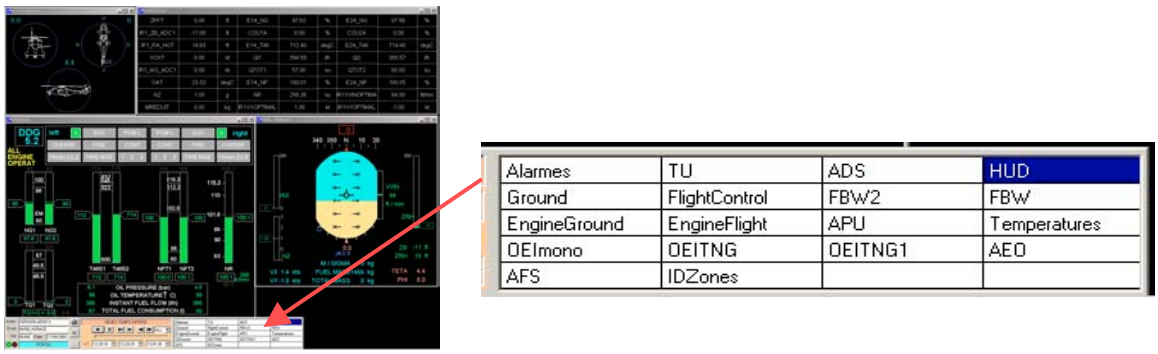


2.3.5 Vidéo

Par ailleurs, si le matériel le permet, HORACE intégre des vues vidéo au sein d'une représentation graphique.

2.3.6 Associations de vues graphiques

HORACE permet d'assembler librement les vues graphiques au sein de pages en mémorisant positions et tailles. Les pages ainsi constituées sont affichées une à une par l'opérateur en fonction de ses besoins. L'ergonomie permet un accès simple et direct aux pages.



2.4 Traitement des données

L'outil permet de traiter les données entrantes pour :

- générer de nouvelles données destinées aux représentations graphiques,
- générer des flux de données vers des consommateurs extérieurs,
- proposer une interactivité spécifique à un dispositif d'essai,
- générer des données.

2.5 Topage / Historique et feuille d'écoute

L'outil propose des fonctionnalités complémentaires :

• Le marquage de passe (ou topage) permet à un opérateur d'indiquer rapidement un phénomène remarquable. Cette marque sera utilisé, par exemple, pour un repositionnement rapide en rejeu de façon à visualiser à nouveau les paramètres à partir de ce instant.

• L'historique de vol permet de créer, à intervalles réguliers, une liste des échantillons de paramètres dans un fichier texte formaté.

• La feuille d'écoute permet de capturer un ensemble de paramètres sur des actions de l'utilisateur et de les enregistrer dans un autre fichier texte.

2.6 Modes de fonctionnement

2.6.1 Temps réel avec rejeu courant

HORACE peut fonctionner en acquisition « temps réel » sur un ou plusieurs flux de données entrantes.

Au cours de ce mode temps réel, HORACE peut commuter en rejeu immédiat sur des passes enregistrées tout en continuant l'enregistrement des flux entrants. Cette fonction permet d'observer un phénomène, de l'étudier tout en continuant à assurer l'acquisition des données entrantes sans perte.

2.6.2 Temps différé avec ou sans rejeu des traitements

HORACE peut par ailleurs relire des fichiers d'acquisition pour fonctionner en mode rejeu. Ces fichiers sont ceux produits durant une phase temps réel ou importés d'autres systèmes. Deux sous-modes sont accessibles :

• rejeu magnétoscope simple permettant de reproduire à l'identique l'enregistrement passé,

• rejeu avec nouvelle exécution des traitements. Ce sous-mode permet d'ajouter des traitements lors d'une exploitation temps différé ou de corriger des erreurs sur des traitements déjà exécutés.

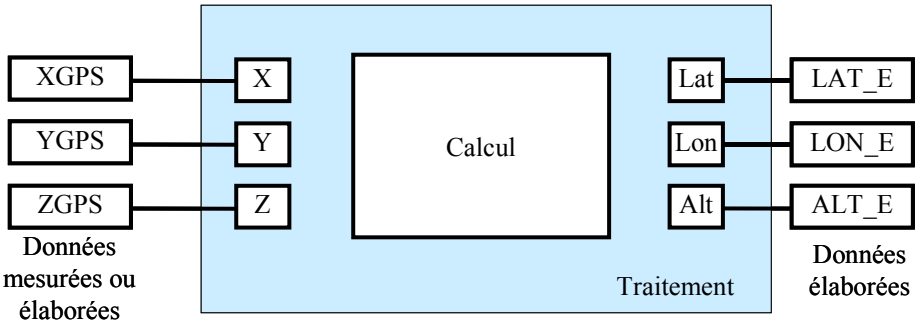
3 Concept de structure d'accueil

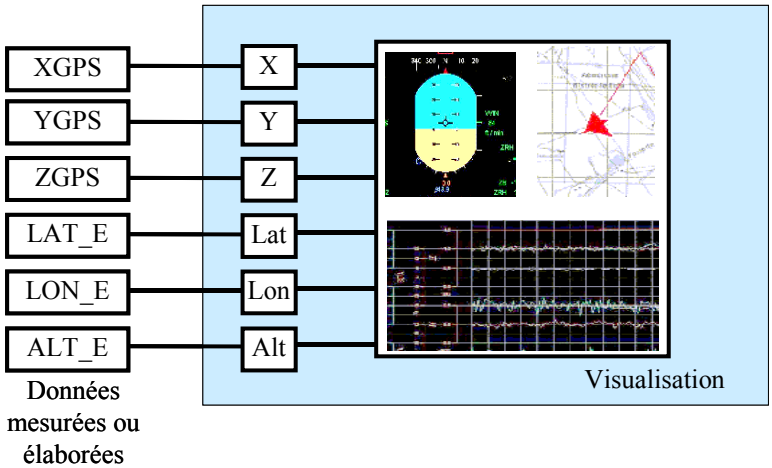
HORACE est conçu comme une structure d'accueil ouverte permettant l'adjonction de nouvelles représentations graphiques ou de nouveaux traitements.

3.1 Câblages

Tous les éléments d'HORACE (vues et traitements) sont identifiés comme des boîtes noires attendant des variables en entrée et produisant éventuellement d'autres variables en sortie (cas des traitements).

L'opération de câblage de la structure d'accueil consiste à associer, pour un essai donné, les entrées et sorties des traitements ou les entrées des vues graphiques aux paramètres de l'essai.





3.2 Visualisations

En fonction de besoins spécifiques et si le panel des vues génériques présentées au §2.3 ne suffit pas, la structure d'accueil permet l'incorporation de nouvelles représentations graphiques. Ces représentations graphiques peuvent être insérées puis câblées comme toutes les autres vues au sein d'un dispositif d'essai.

3.3 Traitements

L'utilisation de la structure d'accueil permet ainsi :

- à de simples utilisateurs de disposer de traitements validés et au moyen d'une IHM souple et conviviale d'effectuer les associations paramètres-variables.

- d'incorporer de nouveaux traitements au sein d'un dispositif d'essai. La structure d'accueil fournit un moyen d'intégrer ces traitements directement au niveau du code source (C/C++) ou au niveau d'une librairie dynamique dont les interfaces sont connues (pour les autres langages ou pour des codes dont les sources ne peuvent être communiqués comme pour des modèles de simulation par exemple).

3.4 Services généraux de la structure d'accueil

Quelque soit le type d'éléments utilisés, HORACE offre des services :

3.4.1 Conversion d'unités

Tous les paramètres mesurés peuvent être dotés d'une unité. Si la vue ou le traitement attendent une entrée dans une certaine unité la structure d'accueil assure de manière automatique et transparente la conversion nécessaire.

3.4.2 Extraction binaire

La structure d'accueil permet d'extraire des champs de bits de mots d'état acquis en entrée pour les fournir à des vues ou des traitements en entrée.

3.4.3 Utilisation temps paramètre

Au sein de chaque traitement ou vue, la structure d'accueil peut mettre à disposition la valeur mais aussi le temps d'un échantillon mesuré (ce temps pouvant avoir été lui-même élaboré).

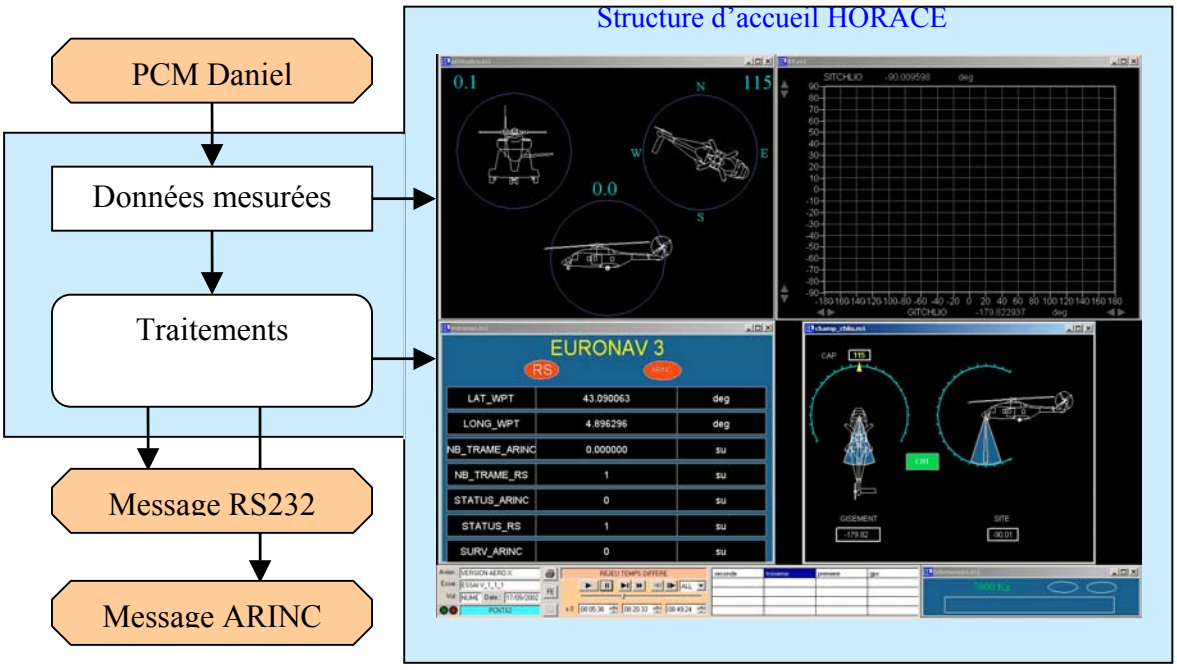
3.4.4 Type informatique et format

La structure d'accueil accepte les types informatiques standards et propose plusieurs formats d'affichages.

4 Exemples d'utilisation

4.1.1 HBE Puma 1184

HORACE a été utilisé comme outil d'enregistrement/visualisation et comme moyen passerelle à bord du Puma 1184 du centre d'essais en vol.



Le système, abrité par un ordinateur de type A+ doté d'un Pentium III cadencé à 1GHz et de 128Mo de Ram, a permis :

- d'assurer l'acquisition et le stockage du flux PCM incident à 180kbps
- d'assurer la synchronisation primaire et la synchronisation de format de ce message ainsi que sa mise en grandeur physique (327 paramètres)
- d'assurer la représentation graphique des données acquises
- de générer un message RS232 (19200bps),
- de générer une trame ARINC 429 HS avec un ensemble de paramètres acquis complétés par des paramètres élaborés.

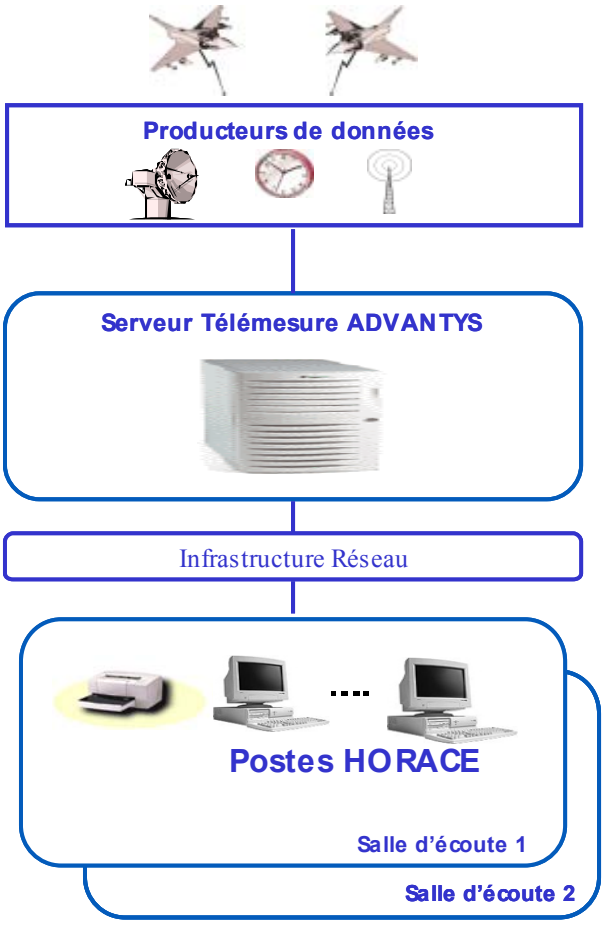
4.1.2 Visualisation simulation

HORACE a été couplé à la structure d'accueil générique de simulation (SAGESSE) du Centre d'Essais en Vol.

Ce couplage a ainsi permis de réaliser la représentation déportée des paramètres produits par le simulateur HAP du Tigre.

4.1.3 Télémesure CEV

HORACE est en cours d'installation dans les centres d'essais en vol d'Istres et de Cazaux couplé au système de télémesure Advantys de la société ENERTEC.



SESSION 3 :
Capteurs et dispositifs de mesures
Sensors and measurements devices

Pas de présentations orales/*No oral presentation*

Voir session poster/*See poster session*

SESSION 4 :
EXPLOITATION DES ESSAIS (ACQUISITION, TRAITEMENT DES DONNEES)
TESTS DATA HANDLING (DATA ACQUISITION, PROCESSING)

4.1 La future génération de systèmes embarqués d'acquisition de données – Spécifications de convertisseurs A/D: échanges et expérience
The next generation airborne data acquisition systems -Specifying A/D converters: trade-off and some lessons
P. SWEENEY – ACRA CONTROL

4.2. Construction d'interfaces: relier CAIS à Ethernet et autres protocoles
Building Bridges : Linking CAIS to Ethernet and other protocols
D. CORRY – ACRA CONTROL

4.3. Architecture d'Essai en Vol de l'A380: IENA switchée
A380 Flight test architecture: Switched IENA
N. REVAUX, F. ABADIE – AIRBUS France

4.4. Logiciel JAVA d'acquisition et d'analyse de données
Data acquisition and processing JAVA software
C. HERBEPIN – EUROCOPTER

4.5. Echange de données asynchrone avec un aéronef
Asynchronous data exchange with aircraft
K. YAZDANIAN – ONERA

4.6. La station d'enregistrement de télémesure : un instrument fondamental d'essais en vol
Telemetry Recording Workstation a fundamental flight test instrument
D. KORTICK – ASTROMED, S. BONNET – AIRBUS FRANCE

THE NEXT GENERATION AIRBORNE DATA ACQUISITION SYSTEMS A MINIMUM SPECIFICATION SET FOR A/D CONVERTERS

Paul Sweeney Ph.D, ACRA CONTROL

KEY WORDS: FTI, ADC, ENOB, THD, SNR, DNL

ABSTRACT: The advent of a new generation of analog to digital converters (ADC's) provides the aerospace signal-conditioning engineer with many design advantages, trade-offs and challenges for their next generation of signal conditioning systems. These advantages include increased range, resolution, accuracy, channel-count and sampling rate. However, in order to capitalize on these advantages, it is important to understand the trade-offs involved and to specify these systems correctly.

Trade-offs include:

- Analog vs. Digital signal conditioning
- Implementation issues such as 12-bits vs. 16-bits (or even 24-bits)
- Topology issues such as multiplexers vs. multiple ADC's
- Filter-type selection
- Sigma-Delta vs. Successive Approximation ADC's.

Specification challenges include:

- Total DC error vs. gain and offset (and drift, excitation, DNL, crosstalk, etc.)
- ENOB vs. SINAD (or THD, SNR or Noise)
- Coherency issues such as filter phase distortion vs. delay

This paper will discuss some of these aspects and attempts to produce a succinct specification for the next generation of airborne signal conditioning, while also outlining some of the lessons learned in developing the same.

1. INTRODUCTION

Today, it is no longer sufficient to focus on DC accuracy as a benchmark for the quality of an ADC module. The following may help to illustrate this reasoning:

At first glance it may appear reasonable to specify a 6th order Butterworth filter, such that there is less than 60dB aliasing at the Nyquist rate for a sampling frequency of 1Hz. However because this popular filter has phase distortion, some components are delayed by 2.5 seconds and some components are delayed by 3 seconds.

On an old 10-bit system, a cross-talk specification of 60dB might be acceptable. However, on a 16-bit system this amounts to 64 counts of noise. Therefore, with this amount of crosstalk in the system, using any more than 10-bits of resolution is a waste of time.

Older FTI systems (from the 1980's) have extra circuitry for zero or null insertion or for multiplexing known voltages into the system ADC's. These are sold as features, but really only serve to calibrate the instrument rather than the sensor. Today, this extra circuitry would add more errors then it would remove.

Finally, this paper argues that a little rigor in the specification of both DC and AC characteristics considerably reduces confusion and the opportunity for specmanship.

2. AC SPECIFICATIONS - HOW EFFECTIVE ARE YOUR BITS?

AC specifications are often ignored in FTI data-sheets, in particular with respect to noise and harmonic distortion. Furthermore, there are other terms such as non-linearity and missing codes that, while important, can be incorporated into other specifications. Table 2.1 shows 15 specifications (for an ADC with B bits) that should, arguably, be quoted in a data-sheet. This paper suggest replacing all 15 with a single ENOB* specification as defined by the IEEE.

PARAMETER	DESCRIPTION	FORMULA (For B-bits)	COMMENTS
Resolution	The average difference between two consecutive readings.	$q = FSR / 2^B$ (V)	
INL / DNL	Integral Non Linearity or Differential Non Linearity	The maximum deviation from and a straight line approximation / maximum step size	Causes harmonic distortion
Cross-talk	Noise induced by a sine wave in any other channel	= RMS (induced) / Signal	Bandwidth of cross-talk signal must be specified
Codes / Missing codes	The number of different outputs from the ADC	2^B	
Quantization noise power	The noise introduced because of limited resolution.	$\sigma^2 = q^2 / 12$ (V^2)	
Jitter noise power	The noise introduced by uncertainty ($\pm T_j$) in sampling	= 20 log ($\pi T_j F_s / \sqrt{2}$) (dB)	Assuming bandwidth = cutoff = ¼ sampling rate (Fs)
"DC Noise"	RMS or maximum value of deviation from average when DC signal applied	= RMS (Sig. - Mean) = MAX (|Sig. - Mean|) (V)	Low RMS does not mean low MAX (or high MAX does not mean low RMS)
THD	Total Harmonic Distortion	= Sum of power of first N (8) harmonics of input signal	If circuit is linear there is no harmonic distortion
SNR	Signal to Noise Ratio	= Ratio of signal to all noise not at DC or harmonics	Is not a measure of non-linearity
SFDR	Spurious Free Dynamic Range	= Difference between signal and highest power at any frequency (not DC) (dB)	Good SFDR only means no big spikes in FFT
SINAD	Signal In Noise And Distortion	= 1.76 + 6.02B (dB) = $\sqrt{(SNR^2 + THD^2)}$	Input amplitude must be specified
ENOB	*Effective Number Of Bits	= B	Assumes all noise is quantization noise

Table 2-1: Possible Datasheet Specifications for an ADC Module

Replacing all of these terms with a single ENOB specification has the following advantages:

- It is intuitive (ENOB = 14 means the ADC acts like an ideal/perfect 14-bit ADC)
- The test is well defined in IEEE 1057 and IEEE 1241. To include the crosstalk specification, signals can be induced in adjacent channels
- It covers other specifications (e.g. high THD => low ENOB and SINAD = 1.76 + 6.02 x ENOB dB)

3. DC SPECIFICATIONS - SEEING THE WOOD FROM THE TREES

It is extremely difficult to compare analog and digital FTI modules from different vendors due to the plethora of different (yet valid) parameters that can be specified in the product datasheets. Note that many vendors offer a secondary (or digital) gain that may amplify certain errors. Table 3.1 shows an innocent enough looking DC specification.

PARAMETER	DESCRIPTION	INNOCENT VALUE	COMMENT
Gain error @ 25°C	Error caused by assuming the actual gain is 1	0.25% FSR	Should not vary with digital gain
Gain drift with temperature	Typical variation of gain with temperature	25ppm/°C FSR	$25x10^{-6}$ (85-25) = 0.15% FSR
Offset error @ 25°C	Error caused by assuming the actual offset is 0	0.25% FSR	Varies with digital gain
Offset drift with temperature	Typical variation of offset with temperature	25ppm/°C FSR	$25x10^{-6}$ (85-25) = 0.15% FSR
Excitation error @ 25°C	Error caused by assuming the excitation is the correct value	0.25% FSR_{ext}	Should not vary with digital gain. If can be ±5V and use ±2.5V then 0.5% FSR
Excitation drift with temperature	Typical variation of excitation with temperature	25ppm/°C FSR_{ext}	$25x10^{-6}$ (85-25) = 0.15% FSR_{ext}
DNL / INL	See Table 2.1	1.5 / 8 Bits	For 12-bit system = 0.2% FSR also varies with digital gain
Crosstalk	Noise induced by a DC signal in any other channel	60dB	60dB = 0.1% FSR (can vary with digital gain)

Table 3-1: Possible Datasheet Specifications for an ADC Module

For this innocent module the DC error, over the full temperature range, with a digital gain of 8 and half-scale excitation could be as much as 6.8%!

$$0.25 + 0.15 + 8(0.25 + 0.15) + 0.5 + 0.3 + 8\ (0.2) + 8\ (0.1) = 6.8\%\ FSR$$

As a rule of thumb, each analog component (*e.g.* amplifier or resistor) adds 0.1% FSR error over the temperature range unless compensation is employed. However, some of these errors will cancel each other out: for example, the excitation may drift with temperature so as to cancel gain drifts with temperature.

This paper recommends replacing the specifications given in Table 3-1 with a single specification at two extremes:-

- Total DC Error from all sources at best gain and excitation over all temperatures (say 0.15% FSR)
- Total DC Error from all sources at worst gain and excitation over all temperatures (say 0.5% FSR)

4. DIGITAL FILTERING - THE ONLY WAY FORWARD

A full discussion on the filtering trade-offs with respect to FTI systems is beyond the scope of this paper and indeed is discussed elsewhere. However, one interesting observation is that each additional bit of ADC resolution typically adds another pole to the active filter if the number of counts of noise must remain constant. For example: if a 4th order active filter was good enough for 10-bits, 6 orders would be required for 12-bits and a **10th** order would be required for 16-bits.

These higher order filters introduce more sources of error, require more PCB space and increase power consumption. Without the higher order filters the "usable" bandwidth reduces or the amount of aliasing increases.

There are many other technology trade-offs with respect to filters, some of which are discussed in Table 4.1 below.

Technology	Advantages	Disadvantages
No filters	• Smallest delay • Fewest components	• Aliasing: A signal at Fs will look like DC and can never be removed
Multiplexers before filter	• Reduces component count • Less channel to channel variation	• Cross-talk • Does not stop aliasing
Active filters	• People know Butterworth and Bessel	• PCB space • Power • Very limited choices of Fc and hence limited choices of Fs • Fc varies with temperature
Switched capacitor filters	• Can choose any frequency within one decade	• Too noisy for even 12-bits • Need to cascade for more then a decade range of choices.
Sigma-delta (ΣΔ) ADCs	• 1st order filter will do • No THD • A must for 18-bits+	• Slow (Fs<4k) • Large DC errors (±0.5%) • Temperature drift (esp. gain) • Non-linear time resp. (IIR)
Over sampling FIR filters	• **Best roll-off** • **Maximum pass-band** • **More choices of cut-off frequency** • **No-time distortion** • **No drift with temperature** • **Reduces quantization noise** • **Reduces jitter noise** • **Low power** • **Less PCB space**	• Delay is typically 2 x Butterworth filter
Over sampling IIR filters	• Less computation then FIR	• Time distortion • Hard to prove stability • Truncation errors can grow • Hard to cascade

Table 4-1: Technology trade-offs

This paper suggests that the future of FTI signal conditioning lies in digital filtering. Three common types are:

- **Running average filter**: A first order IIR to be used on slow (temperature) channels when processing power is scarce.
- **Half-band FIR**: Low computation overhead and no time distortion
- **Butterworth IIR**: When time distortion or lower delay is required.

For the purposes of this paper it is interesting to note that with digital filters, four more parameters can be removed from the specification table, as they are typically an order of magnitude less with digital filters.
These parameters include:

- Passband-ripple
- Fc accuracy
- Fc drift
- Time or Phase Delay variation

5. CONCLUSIONS

There are many possibilities for the next generation of analog signal conditioning in airborne data acquisition systems. These include:

- 16-bit resolution on ADC's
- >14-bit ENOB
- Temperature compensation of gain and offset
- Optimum ADC's for each application
- Optimum filtering so as to minimize data rates (not just a limited choice)
- Optimum gain and offset settings (not just a limited choice)

Although the technology behind the next generation signal conditioning may be new, the good news is that there are considerably less specifications for the system designer to be concerned with.

This paper has outlined what parameters may be most important when specifying the next generation signal conditioning circuits. In particular a rigorous definition of:

- Total DC error (including excitation)
- Effective number of bits (as a function of gain and frequency)

and insistence on digital filtering means that different modules from different vendors can be compared more easily.

The net effect of all of this is to make the following specifications superfluous:

> Linearity (DNL, INL), Quantization noise, Jitter, Jitter noise, Cross-talk, Channel-to-channel matching, Resolution, Missing codes, THD, SNR, SFDR, SINAD, Gain error, Gain drift, Offset error, Offset drift, Excitation error, Excitation drift, Ripple in pass-band, Filter cut-off drift, Filter delay variation.

The benefits of this approach are clear.

Building bridges between networ s

Diarmuid Corry
Director of Software Engineering
corry@acracontrol.com

ACRA CONTROL Ltd.
Landscape House
Landscape Road
Dublin 14
Ireland

ACRA CONTROL Inc.
44145 Airport View Drive
Hollywood
MD 20636
USA

Abstract
The technologies used for flight test are evolving. Trusted standards like CAIS and IRIG106 PCM are giving way to new “trusted standards” (and proven technologies/protocols) found in telecommunication and networking such as Ethernet, fibre channel, TCP/IP, UDP, ATM and so on.

Currently there is Eur 100Ms+ invested in CAIS and IRIG compliant equipment in the world. A key challenge in this evolution is to provide a reliable solution that allows the FTI engineer to immediately take advantage of these advanced technologies while protecting prior investment in equipment, knowledge, and resources during this transition. This paper presents an analysis of how to protect existing assets while still leveraging the power of the latest technologies. It looks at the characteristics of a “bridge” system, and suggests solutions for merging and linking data from and to different transmission protocols using data synchronization and deterministic data management cycles.

Keywords
Flight test instrumentation, Networks, CAIS, Ethernet, Gateway

verview

Over time the world of flight test instrumentation has developed a method of operation that addresses the complex problem of acquiring co-related data in a hostile environment. Figure 1 shows a typical complex flight test data acquisition system. It uses several protocols that are common within the flight test community (IRIG106 PCM, CAIS, MIL-STD-1553 etc.) This configuration and its associated protocols will have been developed over months for a specific test sequence. It provides synchronous and time-tagged data reliably; with rigorously defined timing sequences and using no microprocessors.

Outside of the flight test industry the commercial world has been solving a different set of problems. The concern here is to transfer large amounts of data over ill-defined (and often dynamic) network infrastructures reliably. The time taken is not important (within reason) and some data loss is tolerable.

Compared to the flight test world, the commercial world is huge - 100B/annum compared to 100m/annum. Competition in this world has driven the cost of

hardware down and led to widely accepted and supported mediums for data transmission such as Ethernet. Moreover things change quickly in this world. Network bandwidth increases according to Moore's law. Copper gives way to fibre, and 10Mbit LANs give way to 1Gbit SANs. Today Fibre-channel, FDDI and ATM are all transmission mediums that are finding favour in the commercial world. This leaves those of us in the flight test world hungrily eying develops in the commercial world and wondering how we can leverage their cost benefits into our programs.

In this paper a COTS solution is presented that marries the two worlds. It tries to:

Let the FTI equipment do what it does well – sample synchronously
Let the commercial word do what it does well – move large amounts of data around
Perform the exchange in a rigorous and well-defined way
Maintain flexibility so that new developments in the commercial world can be quickly adapted.

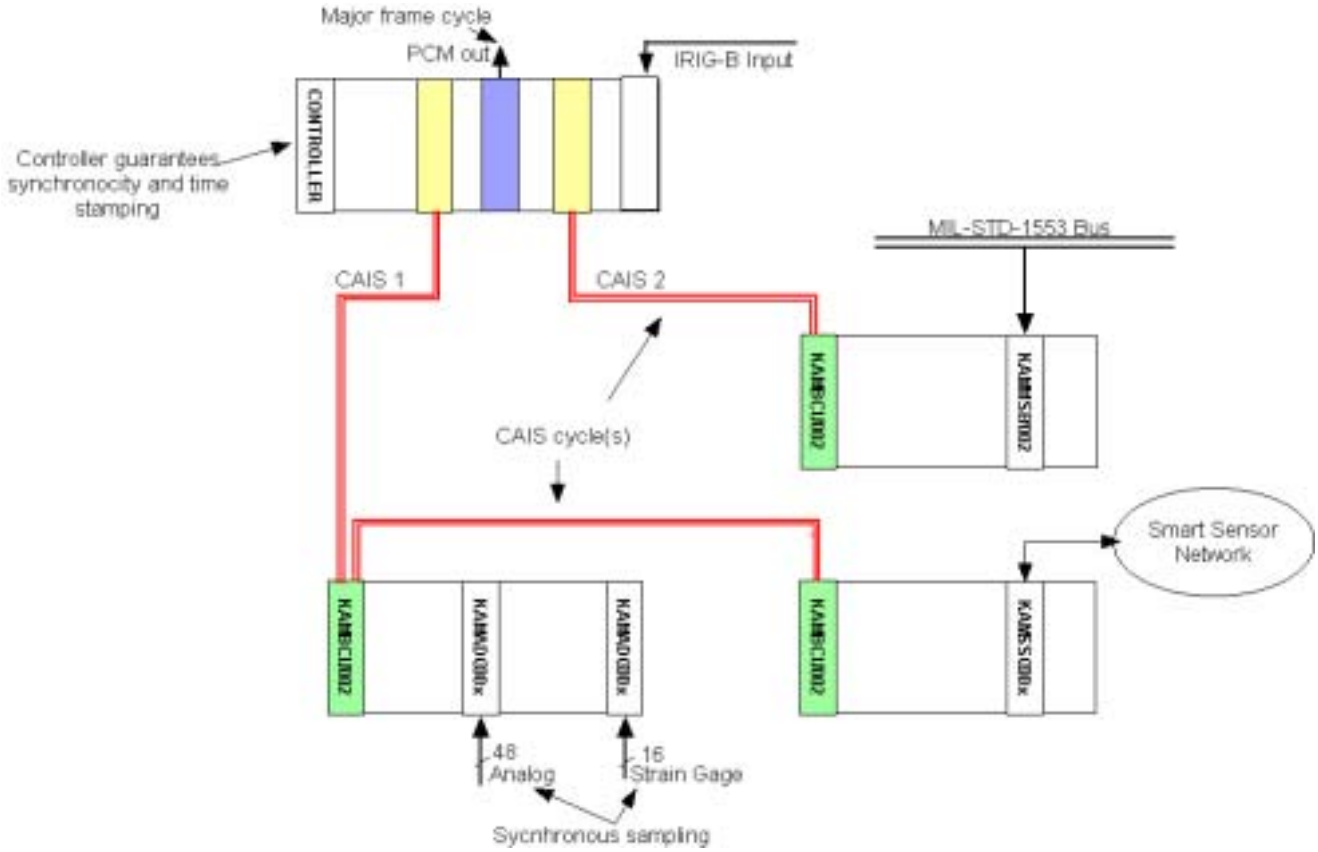


Figure 1: A typical Flight Test Instrumentation Configuration

hen FTI meets Commercial

Communications jargon speaks of Bridges, Routers and Gateways. Although the definitions can be a little fuzzy, it is possible to think of them as follows:

- A bridge is a connection between two physically separate networks that forwards packets from one to another. It does no protocol changing, and has limited ability to handle errors or communication failures.

- A router is a more intelligent bridge that can handle communication failures and make decisions about the best path to use to deliver a package.

- A gateway is a translator between networks that may use different protocols. It can strip out the payload of a packet and re-package it in a different protocol.

So in order to transfer data from, say, a CAIS network to a fibre-channel network it looks like what we need is a gateway. But in the commercial world gateways are typically intelligent devices, often implemented by a PC with several networking cards. So you might have a PC with a CAIS bus-controller PCI card, and a fibre-channel SCSI card. The PC provides the intelligence through software to strip out the CAIS payload and re-package it for storage via fibre-channel. This is a perfectly good solution in a benign environment, but what about on-board a fighter during flight test How long does a PC and the associated software take to recover from a brown-out

So we are looking for the functionality of a gateway, but implemented in a way that is closer to a flight data acquisition unit (DAU) – with small size and rugged performance.

Consider the task of moving two parameters from a CAIS bus DAU to an Ethernet packet. If we view it in terms of the classic ISO 7-layer model then we have to strip away the lower four layers up to the Transport layer, and then re-package the data (Figure 2).

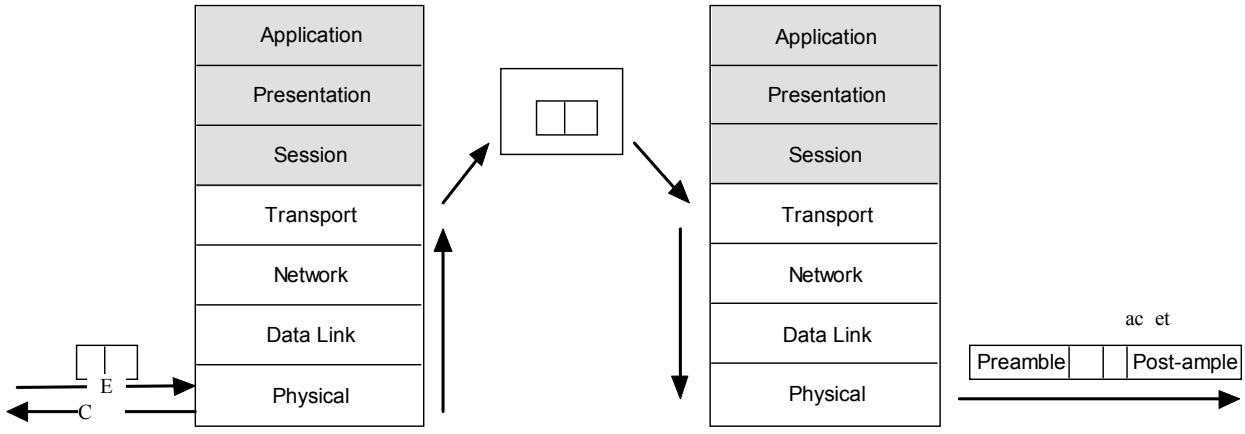


Figure 2: Moving data from CAIS to thernet

A principal difficulty in all this is that it takes time, and commercial protocols (such as Internet Protocol – IP) do not worry too much about determinism in the transport

mechanism. In a system where a late answer is the wrong answer this means that we must incorporate some kind of time-correlation into the picture.

We can solve this problem by borrowing from the flight test world and using the concept of an acquisition cycle. We implement the “protocol stripping” function as two independent and simultaneous tasks and then perform these tasks in a completely pre-determined way through a synchronized cycle of events.

A AT A IMP M NT USIN C TS UIPM NT

The KAM-500 from ACRA CONTROL is a modular rugged data acquisition unit based on a digital backplane. This can be used to construct a gateway device that does not involve any PC configuration, and which is entirely flight-qualified.

Figure 3 below shows how such a device would work using a CAIS Bus controller module (KAD/CBC/001), an Ethernet module (KAD/ETH/001) and a standard KAM-500 backplane and controller (KAM/S S/00x).

The CAIS bus controller module acts like any CAIS bus controller. It drives a CAIS acquisition cycle which involves sequences of data requests, and data returned from the remote DAU(s). This data is fed into a RAM on the controller card (which can be viewed as a current value table or CVT).

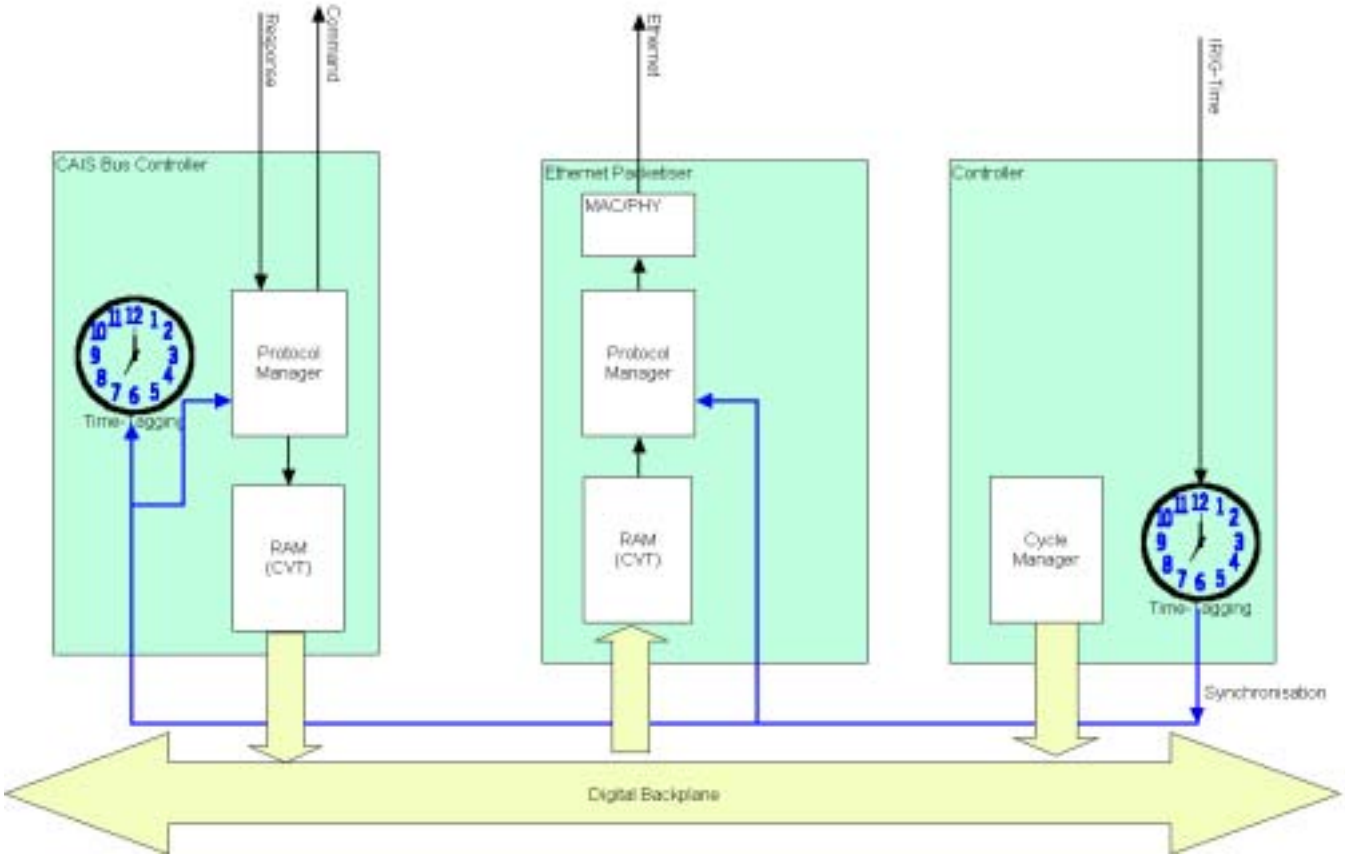


Figure 3 A ateway device from CAIS to thernet

Independently (although, as we shall see, synchronously) the KAM/ETH/001 is running a “packet cycle”. It builds UDP packets based on the contents of its own RAM, according to some sequence and cycle that is determined by the user, but is exactly synchronous with the CAIS bus cycle.

The controller has the task of synchronizing both cards to ensure they start their cycles at the same instant, and of transferring the data from the CAIS RAM to the Ethernet RAM in a precisely deterministic fashion.

Consider now the time co-relation of samples. Figure 4 shows the timelines of each of the cycles that are in operation here.

Assuming that the CAIS DAUs are operating in Synchronous mode and that and are sampled twice per CIAS cycle, then we know they are sampled at time 0 and time T/2.

At some point after this, the CAIS controller demands the sample and receives it for and .

Once in the RAM of the CAIS Controller, the KAM-500 backplane controller can transfer it to the Ethernet Packet builder.

The Ethernet card has a built in microsecond counter that resets at the start of each acquisition cycle. So we can include this value to the packet that contains the sample instances of and . Note that adding just one time tag tags all data in the packet due to the deterministic and cyclic nature of the acquisition cycle. Alternatively (or additionally) we can include IRIG time directly in the payload of the packet.

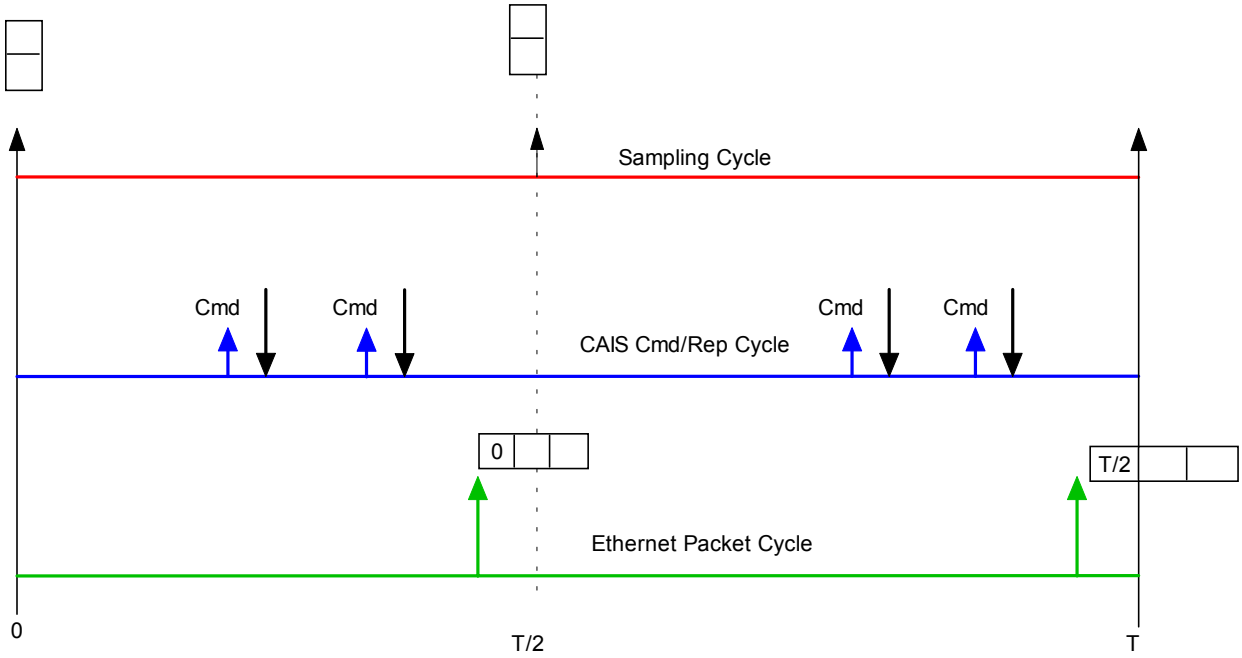


Figure 4: Time line for data i o

An important aspect of this system is the distribution digitally over the backplane. This allows us to expand the concept to include several CAIS busses. Additionally we can add several sinks of the data and transmit the **same** instances of CAIS samples on different protocols.

When the commercial standards move on (as they inevitably will) we need to add a new module to implement the latest flavour of commercial network. Our underlying architecture is not affected, we do not need to strip out our tried and tested equipment, and we do not need to return to a blank drawing board to leverage the new technology.

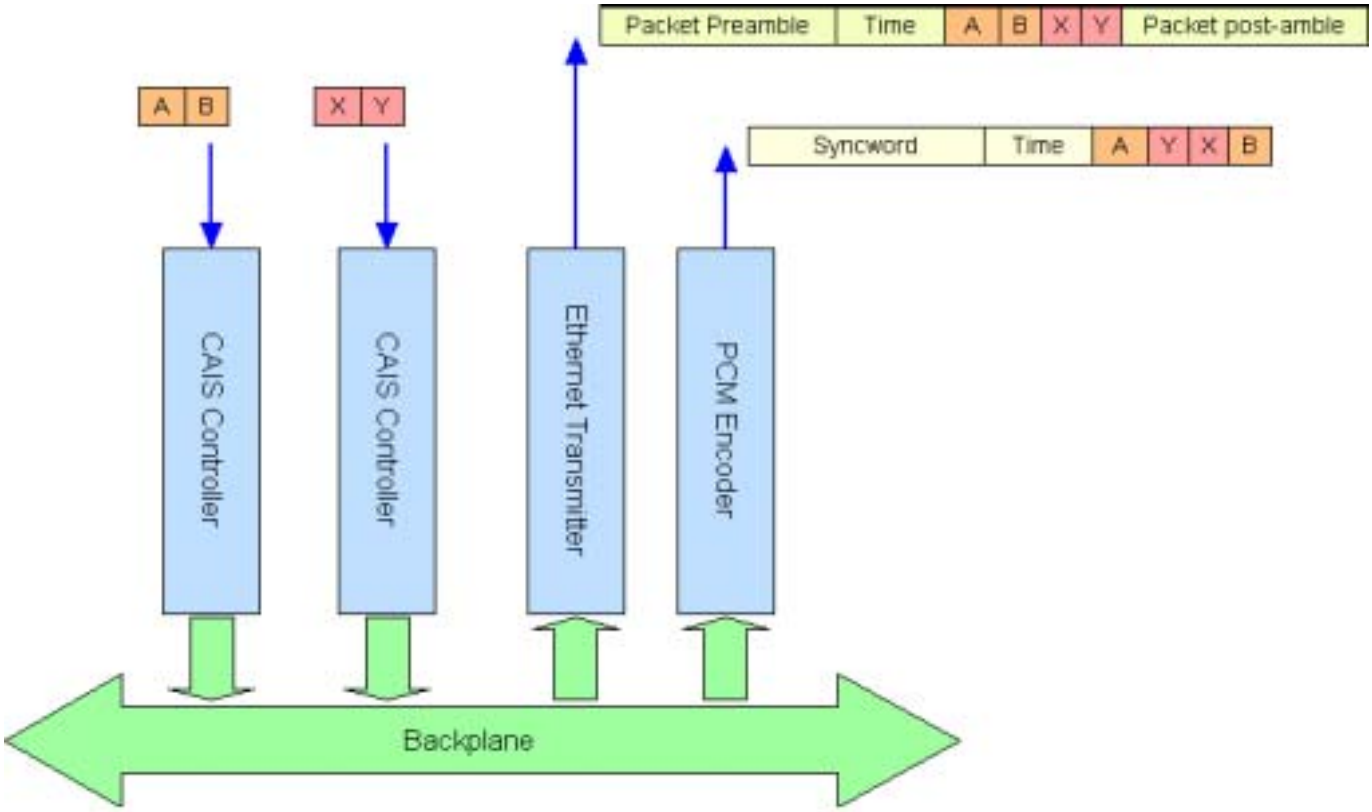


Figure 5: Multiple protocols in a single chassis

Conclusion

This paper has demonstrated how a rugged and simple gateway device can be constructed to integrate traditional flight test instrumentation systems with commercial standards and interfaces.

The features of such a device are:

- Simplicity – built form off-the-shelf components
- Synchronosity – all acquisition driven by a cycle
- Ability to accept and distribute IRIG time
- Independent RAM stores for both data sinks and data sources
- A digital backplane for data distribution.

It achieves our four goals by:

Let the FTI equipment do what it does well – we use our existing FTI equipment
Let the commercial word do what it does well – by using commercial interfaces and standards exactly as is

Perform the exchange in a rigorous and well-defined way – using an acquisition cycle concept taken straight form traditional flight test configuration Maintain flexibility so that new developments in the commercial world can be quickly adapted. By using a digital backplane the unit is just one module away from the next commercial standard.

A380 FLIGHT TEST ARCHITECTURE : SWITCHED IENA FROM PULSE CODE MODULATION TO ETHERNET LAN

NATHALIE REVAUX - FRÉDÉRIC ABADIE
AIRBUS INTEGRATION TEST CENTRE

ABSTRACT

Even if the global architecture of AIRBUS Flight Test Installations (FTI) hasn't changed since CONCORDE or A320 certification programs, there has been significant evolution on data communication between acquisition and recording & analysis systems.

The necessary evolution in FTI's communication principles comes mainly from :

- ✓ The constant increase in the number and bandwidth of the observed aircraft parameters (growth in the number of systems in the recent AIRBUS planes, number and bandwidth of FTI analog inputs…)
- ✓ The need to share data between recording systems, flight test analysis computers, telemetry…
- ✓ The need to merge data coming from different domains -and often from different acquisition systems : standard and wide band analog inputs, ARINC429, AFDX, RSxxx, discretes…
- ✓ The constant search for cost reduction in aircraft certification, implying the choice of widely spread technologies to reduce development and maintenance costs

Until A340-500/600, these problems have been solved either by duplicating the "standard" acquisition & recording chain, or by implementing specific installations. For the A380, the big gap has been filled to integrate the multiple environments through a unique architecture. One first axis has been to standardise the data format among all the acquisition and exploitation environments (IENA PACKET), another has been to physically merge data coming from any acquisition system towards several recording and analysis systems.

This paper describes the "FTI LAN" created by AIRBUS Test Means Departments to allow flexible, optimised and secure data transfer within the A380 -and future- Flight Test Installations.

KEY WORDS

A380, Flight Tests, IENA, Ethernet, Network

GLOSSARY

AFDX	Avionics Full DupleX
ARP	Address Resolution Protocol
ATM	Asynchronous Transfer Mode
CDP	CISCO Discovery Protocol
COTS	Component Of The Shelf
FANS	Future Air Navigation System
FTI	Flight Test Installation
FTP	File Transfer protocol
ICMP	Internet Control Message Protocol
IENA	Test Installation for New Aircrafts
IGMP	Internet Group Management Protocol
IO	Input / Output
IP	Internet Protocol
LAN	Local Area Network
PCM	Pulse Code Modulation
QoS	Quality Of service
SABRE	FTI Data Base for A380
SNMP	Simple Network Management Protocol
STP	Spanning Tree Protocol
TCP	Transmission Control Protocol
TFTP	Trivial File Transfer protocol
UDP	User Datagram Protocol
WB	Wide Band

CLASSICAL FLIGHT TEST INSTALLATIONS

Over 20 years of Flight Tests have led to complex architectures for Flight Test Installations, mainly built by adding bricks to existing chains. When technology raised some barriers, the safe and easy way has often been to create new acquisition & recording chains. This has been the case with the duplication of the basic FTI (only Basic FTI is shown in Fig. 1) to perform FANS Flight Tests, or with the Wide Band specific chain for analog measurements up to 20 kHz.

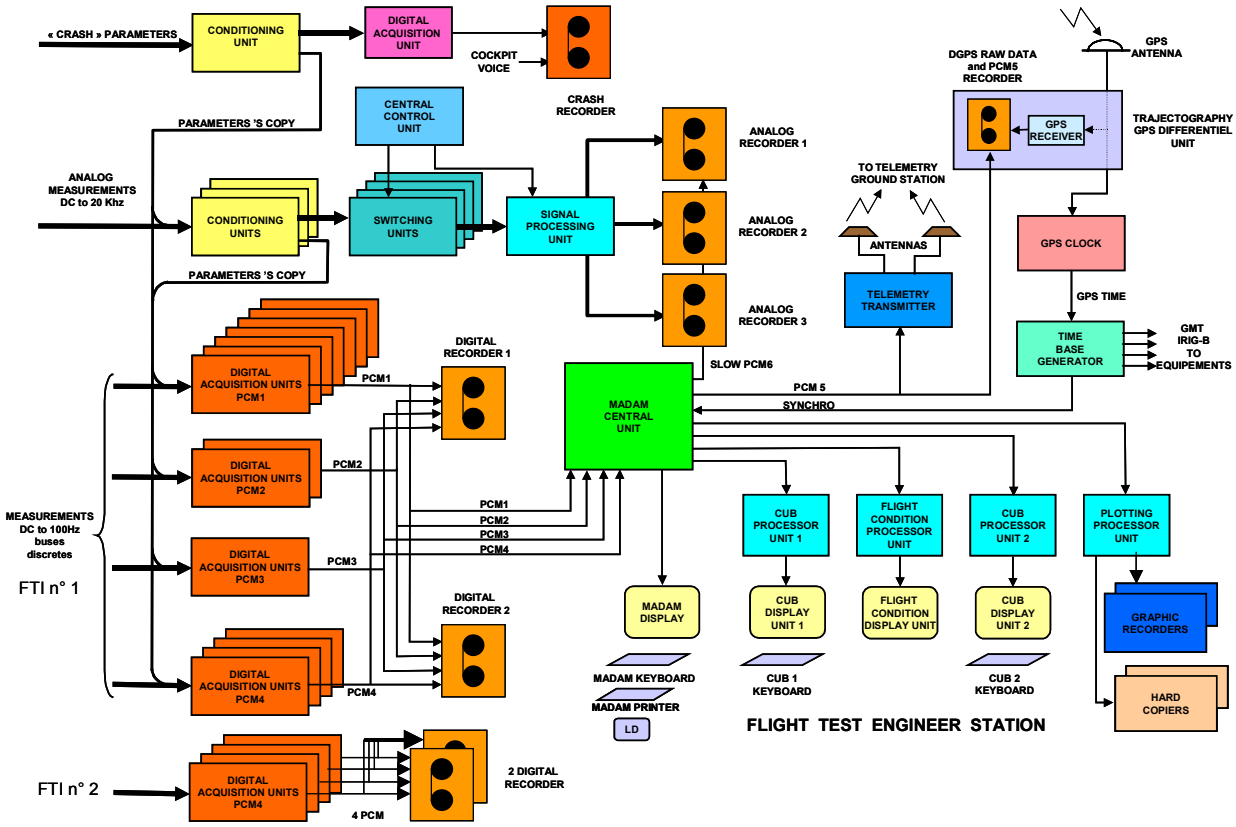


Figure 1 – A340-500/600 Basic FTI Architecture

Various other acquisition chains have seen the light for very specific needs (audio, video, small FTIs…) and are also totally independent one from the others.

The real limitation of these architectures, apart of the limited throughput, lies on the non-interconnectivity of the various equipments. Since data format is not homogeneous, and systems IO are only Half Duplex and mostly point-to-point connections, it was not possible to merge or exchange data between FTI systems on classical architecture.

In classical FTI architecture, acquisition systems provide an output link coming from Telemetry world (Pulse Code Modulation), which principle is a cyclic transmission of all the aircraft parameters at a cadence around 800 kbit/s.

One PCM is usually built with the following characteristics :

- ✓ 12 bits per Word
- ✓ 128 Words per Minor Cycle
- ✓ 256 Minor Cycles per Major Cycle
- ✓ 2 Major Cycles per second

The standard bit rate of PCM messages used on AIRBUS FTIs is then 786,432 kbit/s.

The complete message is recorded by 4 PCM channels Mass Data Recorders, or decoded for on board analysis. The same information is physically duplicated to go from one acquisition system toward several end-users.

The acquisition, processing and storage performances requested by A380 Flight Tests having blown up, AIRBUS had to set up a more global architecture, to unify data format and to jump from cyclic low speed data exchange to up-to-date technologies.

SWITCHED IENA

IENA ARCHITECTURE

The IENA architecture (Installation d'Essais pour les Nouveaux Avions – Flight Test Installation for New Aircraft) is based on 4 levels of data handling :

- **L1 (Level 1) : Sensor level**
  There is performed the data conversion from a physical input (pressure, temperature, force…) into a measurable electrical parameter, tension or current. Some L1 system may integrate a part of L2 functions : filtering, AD conversion…

- **L2 (Level 2) : Acquisition level**
  L2 systems deal with the analog, numerical and discrete acquisition ; they perform the following tasks :
  - for analog inputs : sensor piloting, analog filtering, data sampling and AD conversion, limited mathematical functions…
  - for numerical inputs : label sorting, filtering
  - for all : time stamping with respect to the global synchronisation, data shaping in IENA PACKETS, sorting of packets towards the destinations (groups of L4)

- **L3 (Level 3) : Concentration level**
  L3 is the IENA-specific level, there are gathered data flows coming from all the L2 towards the L4 systems. There is no data modification through L3, the only actions performed are commutation and duplication of the incoming frames. These functions are realised by standard Ethernet switches.

- **L4 (Level 4) : Recording and Analysis level**
  L4 systems are on board end-users for aircraft parameters :
  - Mass data storage for on-ground post analysis
  - On-board analysis computers, performing pre-treatment and display for Flight Test Engineers
  - Telemetry

The Flight Test Data Base SABRE –in which the configuration of every system is traced– manages all the IENA systems. SABRE describes the long way of every aircraft parameter from the very beginning of its life (physical phenomenon) to its storage in IENA PACKETS.

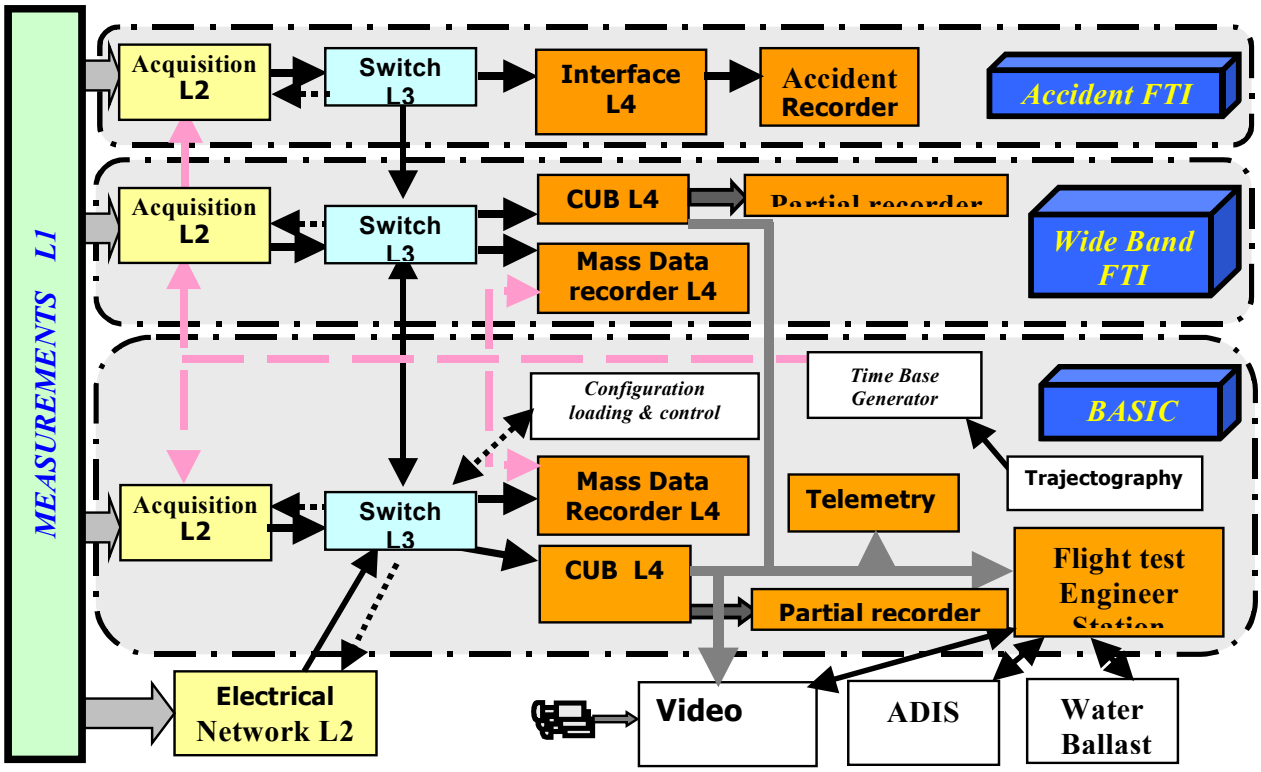


Figure 2 - A380 FTI Generic Architecture

ETHERNET LAN

As it can be seen on Figure 2, the L3 constitute the real centre of FTI communication : interconnection between L2 and L4 is ensured through a switched Ethernet LAN.

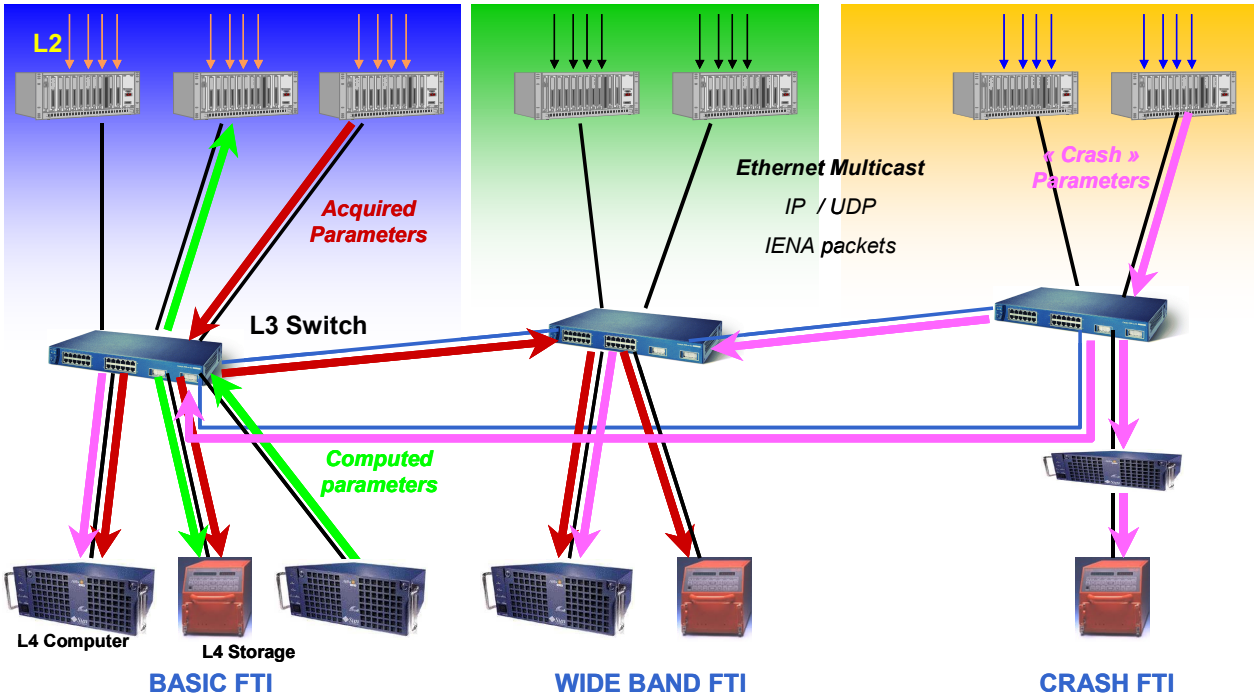


Figure 3 - A380 FTI LAN (Acquisition Mode)

The L3 switches allow forwarding data flows coming from different emitters towards one or several receivers, by duplicating them when necessary. They also allow sharing data between the 3 Flight Test chains (Basic, Wide Band and Crash), as shown in Figure 3.

PRINCIPLES

The IENA LAN is built around an Ethernet 100 Mbit/s Full Duplex architecture, using COTS switches (CISCO 2950 series for A380). Two operating modes, corresponding to different data flows, have to be supported by the network :

- **ACQUISITION MODE :**

Acquisition Mode is the default operating mode for the FTI : every system at startup is able to handle acquired data.
The main flow in Acquisition Mode consists in IENA packets carrying aircraft parameters, coming up from L2 towards L4 units. This traffic lies on MULTICAST communication (at UDP-IP level for L2/L4, at MAC level for L3). Using MULTICAST allows one L2 to send its acquired data to any number of L4.
Point-to-point exchanges in Acquisition Mode, when needed, are also performed with MULTICAST communication.
IP MULTICAST addressing map defines "Multicast Destination Groups" to which L4 receivers have to register. These Multicast IP addresses are taken from one private Class D sub-network, the last byte being the Multicast Destination Group number.
The Multicast Destination Groups table is static, identical for all aircrafts and exhaustively defined in SABRE Data Base (Cf. example in Figure 4).

L3 commutation table is then automatically generated in accordance with the cabling of the receivers on its output ports. This table contains Multicast MAC addresses ; the IP to MAC address mapping being compliant with the Multicast standard.

	Multicast Destination Groups Number	**Corresponding IP Multicast Address**
Parameters towards STD FTI L4	GR 10	235.1.1.10
Parameters towards WB FTI L4	GR 20	235.1.1.20
Parameters towards Crash FTI L4	GR 30	235.1.1.30
Parameters towards STD + WB FTI L4	GR 12	235.1.1.12
Parameters towards STD + Crash FTI L4	GR 13	235.1.1.13
Parameters towards WB + Crash FTI L4	GR 23	235.1.1.23
Parameters towards STD + WB + Crash FTI L4	GR 123	235.1.1.123

Figure 4 - Example of Multicast Destination Groups table

- **DOWLOADING MODE :**

Switching one system (L2/L3/L4) in Downloading Mode is performed on user request, during on ground operation. Since all the systems are running independently, Acquisition and Downloading traffics can occur concurrently on the FTI LAN.
The main flow in Downloading Mode consists in configuration files coming from one dataloader towards each L2/L3/L4. Every system supplier is free to choose his standard Ethernet protocol for downloading ; for A380 FTI, retained protocols are TFTP, FTP, TCP-IP. Multiple downloading sessions can be supported at the same time (the major impact is on dataloader).
These exchanges do not require MULTICAST, but standard UNICAST addressing at IP level. These IP addresses are taken from one Class B IP sub-network, the last 2 bytes being dependent of aircraft type and number, and system type and position. The Unicast addressing map is static for a given aircraft, and exhaustively defined in SABRE Data Base.

L2/L3/L4 systems have to support ARP to solve the IP to MAC identification in Downloading Mode. L3 Switch also uses automatic learning from frames passing through it, to build its Unicast MAC table.

IENA SPECIAL FEATURES

- **Static Multicast**

As seen above, the FTI LAN lies widely on Multicast addressing, which can be found in several industrial applications, but more rarely with static configuration. Dynamic Multicast using IGMP was prevented by some low-level technology L2 systems (without processor or Operating System). Static Multicast also helps reducing damaging traffic of IGMP, what is always preferable for on-board real time applications like Flight Tests.

- **Dynamic protocols de-activation**

Even if some dynamic protocols are necessary for a good behaviour of the FTI LAN, there was a constant search for reducing this kind of traffic to avoid disturbing the transfer of IENA packets. IGMP (see above), STP, private protocols (CDP…) are therefore forbidden within the FTI LAN.
The only "extra" protocols supported by the network are ARP for Downloading Mode and ICMP for debugging purpose.

- **IP Pin-programming**

To avoid fastidious programming on board of the plane, most of the L2 systems integrate "Pin-prog plugs" coding directly their Unicast Ip Address. This pin-prog allows these systems to be automatically recognised on the LAN, and then to be downloaded via the network.

- **Network redundancy**

Classically in FTI, the Mass Data Storage L4 is duplicated to ease data analysis and over all to secure the installation. This redundancy can be easily extended to the FTI network itself : for the first A380 test planes, the L2 and L4 systems integrate a redundant Ethernet IO and the L3 are doubled. The redundant L3 support the same commutation table as the first one, and the data flows are fully identical on both networks.

- **Physical links**

To take benefit of the new coming AFDX technology on A380, the same physical layer was chosen for FTI LAN. The standard equipments (L3/L4) are customised to support the AFDX connectors and cables. The cabling of the FTI is then identical as the one of the avionics systems, what eases the cabling work at aircraft's assembly lines.

CHALLENGES

- **Technological challenges**

At first, the ATM technology had been studied to forward IENA packets from L3-concentrator to L4 receivers.
This solution was given up for the benefit of a new architecture based on the use of switched Ethernet. Several elements explain the abandon of this solution. First of all an ATM based architecture is relatively complex to implement and expensive. Furthermore, the emergence of Ethernet as a widely spread standard confirmed us in this way.

- **Quality of Service**

The first need on FTI LAN is to ensure lost-less and guaranteed-delay data transmission between L2 and L4 : losses of data during Flight Tests could question the aircraft certification.
On one hand, PCM technology allowed a very controlled communication, based on synchronous transmission with cyclic and predefined data exchanges, but performances are becoming insufficient and communication is Half Duplex and mainly point-to-point. On the other hand, Ethernet brings performance and flexibility in data transfers (asynchronous transmission, variable throughput…), but needs to set up a real control of throughput, latency and non-congestion.
To perform this "QoS" management, the network statistics at L3 and L4 are re-injected at L2, and treated as monitoring parameter of FTI network.

Furthermore, the configuration of the whole FTI is managed to predict the traffic on the network, what can be predefined for every given configuration generated by SABRE. A specific study is being led by AIRBUS Test Means to give a "Go / No Go" status for every FTI configuration.

- **Adaptation of FTI systems**

Ethernet is not very common in Flight Test data acquisition, so AIRBUS and our suppliers had to take up this new challenge. The less flexible systems on the FTI are L2, since some of them have been designed before FTI LAN setup, and also due to the technologies used for the L2 function (few processors and Operating Systems).
Over all, these acquisition systems are very different (various acquisitions -AFDX, numeric, RSxxx, analog… and several suppliers) and constitute an heterogeneous environment to integrate into the same LAN. AIRBUS suppliers had to adapt existing designs to provide the Ethernet function.

- **FTI : a Life-Time guarantee**

FTI lifetime goes over tens of years ; for example A320 #1 is still performing flight tests after around 15 years. COTS systems duration is more likely to be below 5 years, and Ethernet switches have only around 2 years of presence in suppliers' catalogue.
For all the COTS systems, and especially for the L3 Switches, we chose to use as much as possible Ethernet-standards functions to ensure a continuation among the future generations. Even if systems are not present on the market in the next 10 years, the functionalities should be supported by new network equipments.

A380… AND THEN ?

SWITCHED IENA GAIN FOR A380

	A340 500-600	A380	Gain
FTI 1	4 x 786,432 = 3,15 Mbit/s	~ 100 Mbit/s	~ x 15
FTI 2	4 x 786,432 = 3,15 Mbit/s		
WB FTI	64 x 2,5 kHz x 16 bits = 2,560 Mbit/s	~ 100 Mbit/s	~ x 35

Figure 5 - Performance step from PCM to LAN Physical Media

The step from PCM FTI architecture to the FTI LAN first of all blows up performance of the physical media (cf. Figure 5), but also brings other implied benefits :

- ✓ Flexibility in the architecture, since any L2 or L4 system can be added or removed without other modification than cabling and/or L3 Switch configuration
- ✓ Data sharing between Standard, Wide Band and Crash FTIs, whereas former architectures are working independently
- ✓ Central downloading for all the L2/L3/L4 systems that greatly reduces FTI process time before Flight Tests
- ✓ FTI cost reduction by integrating COTS systems into the Flight Test environment. Our first experiments have shown that the gap between "industrial" and "flight test" environment requirements is not so hard to fill for network equipments
- ✓ Maintenance costs reduction by using existing well-proved tools from Networks and Telecom

PERSPECTIVES FOR FUTURE PROGRAMS

A380 will be the first aircraft flying a switched IENA network, but the new coming AIRBUS programs will also profit from this technology. With FTI LAN maturity and operational feedback, some new opportunities will arise, starting with :

- ✓ Redundancy remove if Switches failure rate is confirmed very low
- ✓ Upgrade to Gigabit Ethernet, already existing on standard switches, on copper physical link
- ✓ Wireless link for dataloader or monitoring tools
- ✓ Network interconnection between FTI LAN and AIRBUS Network, for configuration purpose or distributed Flight Test data analysis
- ✓ Opening to audio/video traffics
- ✓ Storage Area Network
- ✓ …

LOGICIEL JAVA D'ACQUISITION ET D'ANALYSE DE DONNEES

Christian HERBEPIN
EUROCOPTER , an EADS Company
DIRECTION DES ESSAIS EN VOL
Aéroport Marseille Provence
13725 MARIGNANE Cedex

e-mail: christian.herbepin@eurocopter.com

KEYWORDS

Software, acquisition, display, telemetry, java ,real time

ABSTRACT

This paper presents an overview of the new Java based package developed in the Eurocopter flight test center. This multi-platform software provides the flight test engineer with powerful data acquisition, reduction and display capabilities for real time and post flight analysis.

RESUME

Ce papier présente une vue d'ensemble du nouveau logiciel JAVA développé au sein de la Direction des Essais en Vol Eurocopter. Ce logiciel multi-plateforme fournit aux ingénieurs d'essais les outils d'acquisition, de traitement et de visualisation nécessaires lors du suivi télémesure et de l'analyse temps différé.

PRESENTATION

Depuis le début des années 90 le Centre d'Essais en Vol d'EUROCOPTER dispose d'un ensemble de logiciels sol d'acquisition et de présentation graphique développés de façon interne en langage objet (C++) dans un environnement station de travail UNIX. Les différents produits mis en place fournissent aux ingénieurs d'essais les outils d'analyse dont ils ont besoin lors du suivi télémesure et de l'interprétation des enregistrements de vol.

Les visualisations temps réel présentées à bord de l'hélicoptère sont quant à elles réalisées à l'aide du logiciel LABVIEW.

Ces différents moyens donnent satisfaction, néanmoins la mise en chantier d'une nouvelle génération de logiciel à été lancée afin de:

- Rendre ces outils disponibles sur des plates-formes (Linux , Windows) autres que les stations SUN actuellement utilisées afin de minimiser les coûts et de toucher une population d'utilisateurs plus large.
- Harmoniser les moyens utilisés au sol et à bord
- Prendre en compte de nouvelles sources de données
- Accroître le nombre de types de représentations disponibles
- Améliorer l'ergonomie de l'interface utilisateur

.

Ce nouvel outil a été conçu de façon à pouvoir être utilisé au cours des différentes phases de développement d'un hélicoptère dans un contexte temps réel ou temps différé. Durant les phases de conception il peut être utilisé, lors des simulations, en tant qu'interface utilisateur pour permettre la modification des paramètres d'entrée et la représentation graphique. Avant le vol, mis en œuvre au pied de l'hélicoptère, sa vocation est la visualisation des informations destinées à faciliter la mise au point des différents systèmes composant l'hélicoptère et l'installation d'essais. Durant les vols d'essais, à bord, intégré à la planche de bord (Fig 1) ou à une baie de mesure il permet à l'équipage la surveillance des différents paramètres critiques. Au sol il constitue le moyen de suivi télémesure ainsi que le moyen d'analyse des enregistrements de vol.



Figure 1

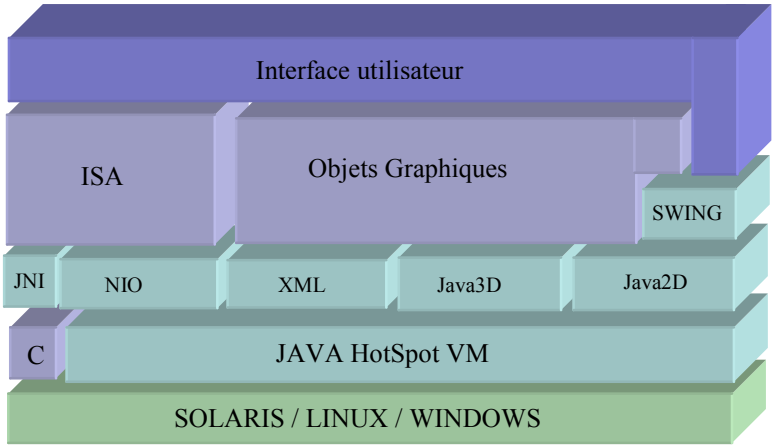


Figure 2

L'architecture générale (Fig 2) du produit s'appuie largement sur les différents composants disponibles au sein de l'environnement JAVA afin de diminuer le volume de code à développer et d'assurer la compatibilité avec les différentes architectures matériel et systèmes d'exploitation susceptibles d'être mis en œuvre.

Le package ISA (**I**nput **S**tream **A**ccess) prend en charge l'accès et la manipulation des données en provenance des différentes sources (fig 3).

Les données peuvent être de différents types :

- Message PCM
- Voies analogiques
- Bus avionique (Arinc429, 1553, RS485)
- Enregistrements de vol (Bandes, mémoires statiques)
- Fichiers binaires ou ASCII de différents types
- Message émis sur un bus Ethernet

ISA

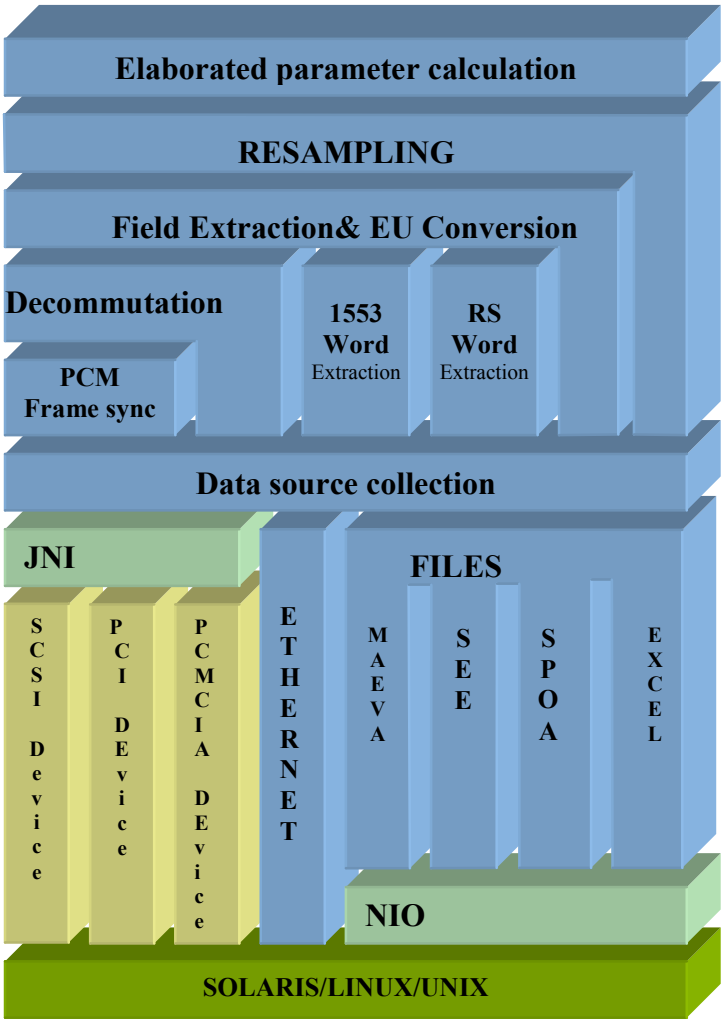


Figure 3

Leur acquisition s'effectue grâce à différents périphériques :

- Cartes PCMCIA, PCI ou PC/104 pour les messages PCM
- Enregistreurs HEIM (D4, A80,D20, D120, D200, Disc6) utilisés en tant que frontal via une liaison SCSI, IEEE1394 ou Ethernet.
- Lecteurs d'enregistrement de vol bande ou mémoire statique HEIM (W10, W20).
- Disques magnétiques
- Port ethernet

L'éditeur graphique permet une définition rapide et simple, à l'aide de la souris, de différents types de représentations (Fig 4) parmi lesquelles on peut citer :

- Les affichages alphanumériques
- Les courbes défilantes de type Y=f(t)
- Les courbes de type (X,Y)=f(t)
- Les barographes
- L' analyse spectrale de type Waterfall

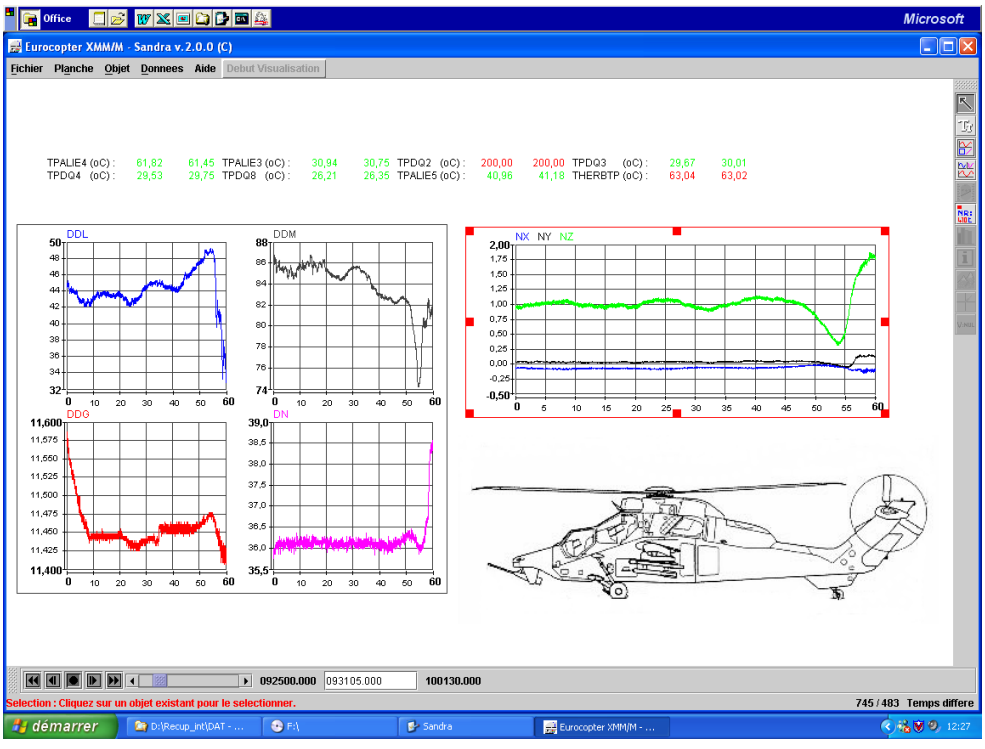


Figure 4

CONCLUSION

La première version de ce logiciel disponible depuis Février 2003 a permis de valider l'architecture et de fournir aux différents utilisateurs un outil d'analyse de données simple et efficace disponible sur des plates-formes allant du PC portable à la station de travail. Grâce à l'optimisation des accès aux données et des procédures de tracé, les performances constatées sont supérieures à celles obtenues avec la version C++ du logiciel.

ÉCHANGE DE DONNÉES ASYNCHRONE AVEC UN AÉRONEF
ASYNCHRONOUS DATA EXCHANGE WITH AIRCRAFT

K. Yazdanian
ONERA[i] / DPRS[ii]
2 av. Ed Belin - 31055 Toulouse – France
Tel: +33 (0)562 252 640 - Fax: +33 (0)562 252 593
email: yazdanian@cert.fr

Résumé : Proposition d'une méthode de communication de données asynchrone utilisant le "DataLink" et une base de données relationnelle qui permet d'inclure la sémantique des données.

Abstract: A data exchange method using a Relational Database and Datalink is proposed working in an asynchronous mode and including data semantics.

Introduction

La phase finale de la certification d'un aéronef et de ses équipements comporte obligatoirement des tests en configuration de vol permettant de vérifier le comportement de l'appareil dans différentes circonstances, y compris des conditions limites. Le coût de ces tests est considérablement élevé malgré les contrôles et la directivité apportés par les essais en simulation. Les systèmes à certifier sont eux-même de plus en plus complexes et interactifs entre eux et leur évaluation dépasse parfois le recueil d'une série de mesures fournies par les capteurs.

Les canaux de transmission radio affectés à la télémesure ont une bande passante limitée et sont rapidement saturés nécessitant des batteries de tests en série qui allongent d'autant la durée des vols d'essai et leur coût.

Cet article propose une adaptation à la télémesure d'un système de communication par base de données relationnelle et liaison de données ("DataLink") initialement défini pour la communication entre aéronef et contrôle aérien, domaine qui rencontre des problèmes analogues de saturation des fréquences mais avec des besoins différents.

Il montre comment l'adjonction de la sémantique des données, transformant les données en information, permet un stockage et une manipulation plus adéquate.

La télémesure et les systèmes complexes

La télémesure traditionnelle consiste en la transmission des données issues d'un capteur de manière périodique à un système d'enregistrement ou de surveillance à distance.

La fréquence des mesures et l'utilisation des données transmises dépendent de la nature du capteur, et de son intérêt dans l'ensemble du programme de mesures.

L'ensemble des mesures peut être enregistré à bord pour un traitement différé ou transmis à une station au sol pour un traitement immédiat ou différé.

La télémesure peut être programmée à l'avance ou déclenchée en temps réel.

 ONERA-2003-© K. Yazdanian

Dans la plupart des systèmes modernes, les données de mesures sont de type numérique ou converties en numérique et traitées par un ordinateur.

Pour les systèmes complexes, la télé-mesure traditionnelle fournit un grand nombre d'ensembles de valeurs de données à partir desquels il s'agira de déterminer l'état de fonctionnement du système global.

Pour certains ensembles de valeurs relatifs à des capteurs particuliers par exemple, l'analyse sur un laps de temps donné peut fournir des résultats qualitatifs suffisant pour l'estimation du fonctionnement du système global.

TEMPER	temps	capteur	valeur
	T_1	C1	25
	T_2	C1	24
	T_3	C1	25
	T_2	C2	85
	T_2	C3	95
	T_1	C4	60
	T_2	C4	110
	T_3	C4	105
	T_4	C4	108

Figure 1

La représentation des informations et les bases de données relationnelles

Le modèle relationnel de représentation des informations est en mesure d'associer les données issues des mesures à leur sémantique. Il peut aussi par ailleurs représenter les informations qualitatives relatant le fonctionnement d'un système ou d'un sous-système dans une période donnée.

Le schéma relationnel décrit des tables ou relations dont la structure (en tête des colonnes ou attributs de la relation) détermine de manière unique et non ambiguë la signification des données qui y seront stockées (valeurs des cellules du tableau ou n-uplets de l'extension de la relation).

Ainsi par exemple une série de mesures de température pourra être stockée dans la table TEMPER (figure 1), chaque ligne représentant une mesure et comportant les informations suivantes :

- Moment de la mesure (référence temporelle) où T_i représente une valeur d'horloge
- Capteur concerné
- Température mesurée

Cette représentation apporte une souplesse considérable pour le stockage (utilisation d'une base de données relationnelle standard avec tous ses outils et environnements correspondants) mais aussi pour la gestion des informations (interrogation pour recueillir à partir d'une table unique tout sous-ensemble souhaité des mesures de températures, pour une période de temps donné, pour un ou plusieurs capteurs, et même la liste des capteurs à une même température à un instant donné).

Le seul inconvénient potentiel est le temps de réponse lors de la saisie, l'ajout d'informations dans une base de données relationnelle (insertion de n-uplets) nécessitant un délai estimé supérieur au dixième de seconde.

Cet inconvénient n'est cependant pas pénalisant dans de nombreux cas où les mesures sont effectuées à une fréquence plus faible. Il peut même être contourné par une saisie de données classique et un stockage dans des fichiers à leur tour référencés dans la base de données.

Comme décrit dans [5] de nombreux paramètres de vol de l'avion peuvent aussi

être enregistrés dans d'autres relations (tables) de la base de données et utilisés à des fins de tests et de télémesure.

Transmission par "DataLink"

La liaison de données ("DataLink") actuellement opérationnelle est le système ACARS (ARINC Communications Addressing and Reporting System). C'est un système de communication radio (VHF) surtout utilisé par les compagnies aériennes où l'avion et les stations au sol constituent des nœuds d'un réseau identifiable chacun par une adresse unique.

Entièrement automatisé et informatisé, il permet la transmission de données alphanumériques par bloc de 192 octets (ou caractères). Il a été récemment testé en vraie grandeur pour des tests de transmission des données de vol en temps réel avec des temps de transmission moyens de 12s par message [2].

D'autres systèmes de "DataLink" sont en cours d'étude et d'expérimentation [3] avec des performances nettement améliorées.

Mais dores et déjà, les blocs de 192 caractères du système ACARS permettent de transmettre et dans des délais acceptables pour certaines télémesures, des requêtes du langage de manipulation de données d'une base de données relationnelle d'une part et les réponses à ces requêtes d'autre part.

Échange de données asynchrone

Le système proposé dans le projet "Aéroport du Futur" de l'ONERA utilise la base de données relationnelle comme élément de stockage mais aussi comme base de la communication entre pilote et contrôleur.

Au lieu de transmettre les informations en direct par radio (transmission synchrone) chaque émetteur (pilote ou contrôleur) l'introduit dans la base de données, avec éventuellement des dates de criticité afin de garantir leur prise en compte en temps voulu (l'émetteur peut vérifier si l'information a été prise en compte ou s'il est nécessaire d'utiliser la voie classique pour alerter le destinataire).

A son tour le destinataire interroge la base de données périodiquement ou quand il le souhaite pour obtenir les informations dont il a besoin.

Ce système peut être adapté aux tests et télémesures en prévoyant les interfaces traduisant automatiquement les valeurs de mesure en n-uplets de relations et en les stockant dans la base de données.

D'autre part, les informations à transmettre au sol seront déterminées par des requêtes (interrogations) transmises à la base de données. Les réponses obtenues seront transmises par "DataLink" ou par les voies de télémesure standards.

L'asynchronisme est obtenu par ce système de transmission à la demande. Il permet d'obtenir les informations désirées à un instant donné, mais aussi de demander des informations non initialement prévues dans la mesure où toute requête à la base de données peut être formulée dynamiquement à tout instant.

L'accès aux informations et leur intégrité peuvent être assurés par le concept de base de données répartie, logiquement unique mais physiquement implantée sur plusieurs ordinateurs, à bord et au sol par exemple, la correspondance exacte entre les deux copies de la base physique étant automatiquement assurée par les mécanismes classiques de gestion de base de données.

Faisabilité du système

L'utilisation d'une base de données comme support pour l'acquisition et la transmission des données nécessite en premier lieu la disposition à bord d'ordinateurs avec des

capacités de stockage (disque dur) en rapport avec la quantité d'information à gérer. Les équipements à bord des avions comprennent déjà des ensembles informatiques intégrés à l'avionique dont le Flight Management System (FMS). Ils peuvent être utilisés tels quels ou avec un faible coût d'extension.

Les interfaces avec les instruments de mesure, avec l'avionique existant et avec le système de "DataLink" sont à définir mais peuvent être réalisées ou modifiées de manière indépendante des systèmes critiques de l'avion. L'article [2] valide cette possibilité dans une application de "DataLink" impliquant le FMS et utilisant les systèmes "Airplane Condition Monitoring System / Airline Modifiable Interface" (ACMS/AMI) d'un B-777.

Les interfaces utilisateurs sont aussi à définir en tenant compte de la souplesse et de la prise en compte possible de la sémantique.

Apports et limites du système

L'utilisation de ce système de gestion et de transmission de l'information dans le contexte de la télémesure permet de centraliser toutes les données de la télémesure dans une même base de données. Elles seront conservées et consultables en permanence.

L'adjonction de programme de prétraitement des données permet d'extraire des informations qualitatives qui sont plus rapides à transmettre et permettent une analyse plus rapide. Par exemple dans le cas d'une mesure de température une relation complémentaire peut enregistrer le résultat d'un prétraitement permettant de différencier les périodes où la température est estimée comme normale (N) des périodes où la température est considérée comme élevée (H) ou très élevée (TH).

Les informations correspondantes de cet exemple sont représentées par la relation (table) de la figure 2.

Ce prétraitement et l'utilisation d'informations qualitatives permet de réduire considérablement le nombre de données à transmettre tout en conservant la finesse de l'analyse et des décisions à prendre. Par exemple la transmission au sol d'autres informations peut être pilotée et limitée par la présence de valeurs anormales de température désignant les périodes pour lesquelles les données doivent être surveillées.

ETAT-TEMP	Début-période	Fin-période	capteur	valeur
	T_1	T_3	C1	N
	T_2	T_2	C2	N
	T_2	T_2	C3	H
	T_1	T_1	C4	N
	T_2	T_4	C4	TH

Figure 2

L'utilisation d'une base de donnée et de son système de gestion de base de données (SGBD) permet aussi de disposer d'un langage d'interrogation permettant une exploration et une analyse simple des données acquises : recueil des cas où les valeurs dépassent certaines limites, recoupements entre plusieurs mesures, etc.

Cependant ce système n'est pas adapté à des prises de mesure en temps réel à des fréquences élevées, le stockage dans une relation d'une base de données, bien que réalisable de manière automatique, nécessitant à l'heure actuelle un délai d'au minimum un dixième de seconde. La base de données étant unique pour tous les types de données à enregistrer, c'est la fréquence globale qui ne pourra dépasser 10Hz sauf artifice particulier.

Conclusion

L'adaptation aux tests et à la télémesure du système de gestion et de transmission des informations défini dans le projet Aéroport du Futur de l'ONERA, bien que limité dans ses applications par la fréquence d'enregistrement des valeurs présente des avantages certains :

- Transmission par "DataLink" diminuant l'occupation des fréquences de télémesure.
- Stockage en temps réel et disponibilité des informations en temps différé autant de fois que souhaité (asynchronisme).
- Adjonction de la sémantique des données permettant des interrogations complexes.
- Prétraitement possible des données pour introduire et disposer d'informations complémentaires qualitatives ou synthétiques.
- Utilisation d'équipements déjà existants à bord et adjonction de SGBD normalisé et de ses interfaces standards.

L'adaptation d'un tel système à des essais en vol peut être envisagée avec l'adjonction d'une base de données relationnelle embarquée la modification des interfaces d'acquisition et l'adjonction d'une liaison avec le système "DataLink" existant sur la plupart des appareils commerciaux.

Bibliographie :

[1]. Boniol, Foisseau, 2002, "In-Flight Computing" The Standard Handbook For Aeronautical and Astronautical Engineers, Mark Davies Ed. McGraw-Hill, pp 11.156-11.177

[2]. Coppenbarger, Kanning, Dec 2001, *"Real-Time Data Link of Aircraft Parameters to the Center-TRACON Automation System (CTAS)"* 4th USA/Europe ATM R&D seminar, Santa Fe, NM.

[3]. Conroy, Derancy, Mc Gregor, Pichancourt, Whiteley, Oct. 2002, *"Link2000+ Real-Time Simulation Project*" EEC report n° 376

[4]. Fraser, Milne, Noltingle, "Instrumentation" The Standard Handbook For Aeronautical and Astronautical Engineers, Mark Davies Ed. McGraw-Hill, pp 6.37-6.68

[5]. Yazdanian K., Sept. 2002, *"Relational Model and Data Link for Aircraft Control During Landing and Take-Off"* ICAS[iii] congress 8-13 September 2002, Toronto

[i] Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales

[ii] Département Prospective et Synthèse

[iii] International Council of the Aeronautical Sciences

Telemetry Recording Workstation: A Fundamental Flight Test Instrument

David N. Kortick
Product Development Manager
Astro-Med, Inc.
Test & Measurement Systems
West Warwick, RI USA

Stéphane Bonnet
Specific Instrumentation
Image processing engineering
Integration Test Centre
AIRBUS France

Keywords
recorder, videographic display, data recording, strip-chart, airborne

Abstract
The telemetry recording workstation is a fundamental instrument for both ground-based and airborne flight testing applications. These systems have evolved from simple pen-writing instruments to comprehensive display workstations over several decades. These systems offer high resolution videographic displays with real-time point-of-writing representation, high-quality hard copy output customizable user interfaces and the ability to efficiently store data digitally. Networking capabilities provide an effective mechanism for command and control as well as the transfer of digital data to the recording system. With special ruggedization, external control lines and a simplified user interface, these recording workstations can be integrated for aircraft flight testing.

Introduction

The strip chart telemetry recorder has been an important part of flight test instrumentation systems for many decades. Its unique ability to graphically represent real-time data has continued to be useful for a variety of applications. These recorders are used in both airborne flight testing and ground telemetry facilities and like most technologies, has constantly evolved to fulfill the needs of its users.

Telemetry recorders originally were galvanometer-based pen-writing instruments that used an ink or heated stylus to draw a waveform on moving paper. Some of these pen recorders continue to serve the flight test community usefully due to the fact that the real-time point-of-writing is constantly visible. Subsequent generations of telemetry recorders utilized a light-beam to mark a photo-sensitive

paper or an electrostatic array using special paper. Some of these types of recorders are also in service for certain ground-based flight test applications.

The thermal array recorder followed shortly after the electrostatic array recorder. This printing method, still the most widely used today, has a number of benefits including high resolution printing, high frequency response, flexible chart formats, and alphanumeric annotation. Because of the digital nature of this technology and the number of available interfaces, full command and control could be done by a host system. Over the many years since the introduction of the first thermal array recorder, features such as large memory capacities, external video display, and digital signal processing were added to these instruments. High-speed digital data inputs became widely used, eliminating the high costs and constant need for calibration of digital-to-analog converters (DAC) for many flight test installations.

The Latest Advances in Telemetry Recording Systems

The latest generation of telemetry recording systems greatly expand upon the thermal array platform. These instruments not only perform the traditional strip chart functions, but offer the flight test engineer a complete data collection and review workstation. These systems offer complete customization of the data viewing and printing and also allow the user to define the control interface. The network connectivity and peer-to-peer capability of the telemetry recorder make it an integrated component of a flight test facility.

Large Displays with Touch Panel Interfaces

One of the major advancements in telemetry recorders is a large real-time display which shows the signals in a traditional waterfall format. The latest displays are 18-inch backlit color LCD's with 1280x1024 resolution. This type of display allows the user to see a large amount of data on the screen. Instant waveform identification is made possible with the use of unique colors, which can be changed based on a user-defined alarm limit. These large displays also offer graphical templates indicating grid values and annotation, similar to the paper-based templates that flight test engineers have used with pen-based recorders for many years (see figure 1). XY plots are also available in some of the latest systems.

These displays also offer the important benefit of a real-time pen emulation. In many applications such as flutter and flight safety testing, the ability to see the pens move is paramount. These high-resolution displays allow a realistic simulation of an analog pen movement (see figure 1). In addition, a pen-sound simulation can be found in some of the latest recorder designs. The visual and audible feedback from the pen movement create a realistic equivalent to a pen-based analog strip chart recorder.

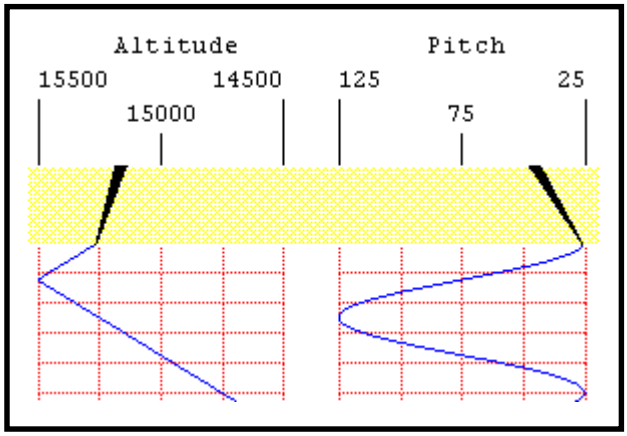


Figure 1: Real-time pen tip display with annotation and chart template

Touch-panel interfaces are also used on the more advanced telemetry recorders. This type of interface replaces the traditional hardware knobs and buttons that have been the only user interface for many years. The latest recorder designs allow users to create the entire front panel. This is known as a customized control panel (figure 2), and gives the user complete flexibility over which controls are on the front panel. For example, a user with a simple application may need a few chart speed buttons and a recording start/stop button. A more advanced exercise may need to instantly access controls for signal adjustments, triggering, data capture and historical data review. These control panels can also be password protected for security purposes, which will prevent unauthorized modifications to an existing custom setup.

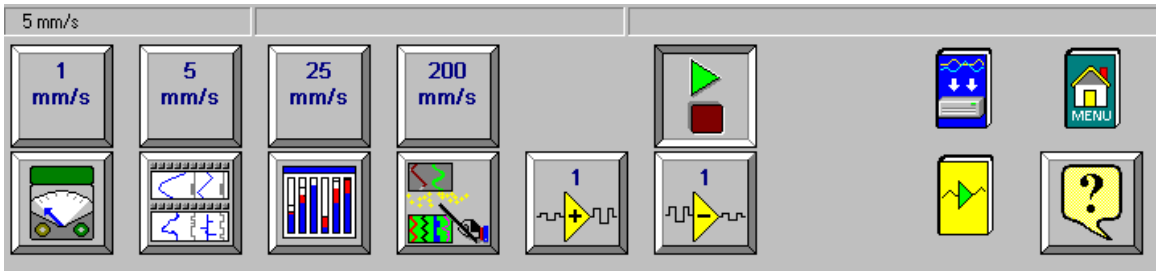


Figure 2. A customizable control panel with user-defined controls

During a flight test, an engineer watching a strip-chart will often write on the chart when a planned maneuver is performed, or if something unexpected happens. With a touch-panel interface, the engineer can simply touch the display at a specific point and add annotation to the data. This can be in the form of pre-

defined phrases or free-form text. A mark is placed at that point in time and the annotation is saved and printed with the waveform data. Touch-panel interfaces also allow for on-screen cursor measurements that can be activated by touching a specific data point. A large touch-panel is well suited for measurements such as timing, amplitude and frequency.

A touch-panel interface also has the advantage of an environment that has the "touch and feel" of paper. A flight engineer could use a split-screen mode, for example, that allows for viewing of historical data without interrupting real-time recording. The portion of the screen with the historical data can be reviewed by touching and dragging, analogous to flipping through sheets of paper. The designs of these touch-panel interfaces are such that the engineer who may be familiar with using pen-based recorders will quickly become proficient with the new technologies.

Large Capacity Storage Media

The latest telemetry recorders have been designed with the ability to store large amounts of data to hard drives or other magnetic media. Flight test engineers are increasingly using strip-chart hardcopy output only when necessary and prefer to store data in a digital format more suited for analysis. The latest telemetry recorder designs utilize storage media that enables the user to save data independent of paper recording, while at the same time giving them the opportunity to play back data to paper later.

One of the most recent data storage techniques utilizes a min/max algorithm to store line segments to a hard drive. This data is stored exactly as it would appear on a chart or display and at a rate to match the equivalent chart speed. The resultant record acts as a Virtual Chart™ and allows a user to run a test with or without real-time paper output and still create hard copy after the test. The chart output is identical to a chart created in real-time, showing any changes to signal conditioner settings, annotation, or chart speed. A key benefit of this technique is an efficient use of storage space. The Virtual Chart equivalent of a standard pack of chart paper requires only 276 MB of disk space, including IRIG timing and grid synchronization The resulting digitized data can be used for post-mission review and analysis.

Network Connectivity

An increasingly important characteristic of telemetry recorders is their ability to communicate with other telemetry systems and sub-systems. The latest telemetry recorders utilize Ethernet (100BaseT or 10BaseT) for this communication. This interface offers a number of advantages such as high bandwidth, standard protocols, and inexpensive implementation. In addition to communication from a host system to a telemetry recorder, Ethernet also allows communication between telemetry recorders. By utilizing different ports and

establishing different socket connections, the Ethernet interface can be used for a number of different functions simultaneously. Figure 3 illustrates the various uses of the Ethernet interface in the telemetry recording workstation.

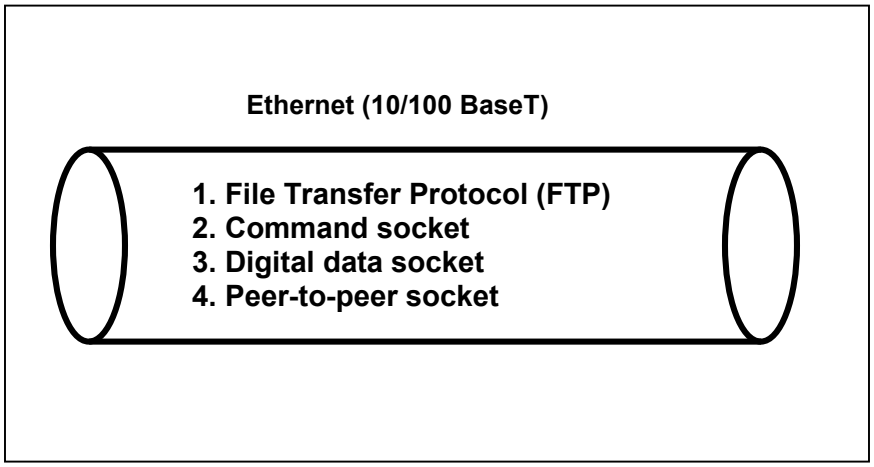


Figure 3. Use of the Ethernet interface

One of the primary uses of Ethernet is for transferring recorder configurations to and from a host workstation. Using the TCP/IP and FTP protocols, setup files can be quickly transferred to the telemetry recorder prior to a mission. Using this method, a library of configurations can be stored and used when necessary. Another benefit is the reduction of costly set-up time.

Another important use of Ethernet is for command and control of the telemetry recorder. Flight test recorders have traditionally utilized RS232 or IEEE-488 for host control. Ethernet is a more efficient and cost-effective interface to implement. By opening a command socket, host control commands can be sent to the system. Typical commands include system status query, start and stop recording, recording speed and editing text information.

Ethernet can also be used to send digitized data to the telemetry workstation. Because this interface does not have the raw bandwidth or determinism of other digital interfaces, a new approach was designed for real-time digital data transfer. The traditional approach to sending digitized waveforms is to have the host stream data points for each channel in real-time or close to real-time. Data rates and resultant loads on both host and recorder can be high. The alternative method is to send line segments based on the minimum and maximum waveform values for a delta T. The value of delta T depends on chart speed. The signal sample rates are set by the host in order to maintain the required bandwidth. The impact of transmission delays is minimal because the line segments are built in the host using a fixed time period that the telemetry recording workstation also uses to control the rate of printing and display. The data set containing the line

segments can include time marks, an IRIG time stamp and grid information that provide the host with expanded control over the chart.

One of the most recent advances in the networking aspect of the telemetry recording workstation is peer-to-peer networking. Utilizing the latest peer-to-peer technologies, flight test recorders can now be linked to provide instantaneous communication between systems. This fully distributed, network-based architecture can be used for command and control of multiple recorders, as well as message passing between them. A centralized server is no longer required, resulting in considerable logistical and cost savings. For the flight test engineer, an important application is marking points of interest during real-time and having those areas identified and synchronized on other systems. Another application is having any one of several engineers be able to change the display or chart speed resolution of all connected systems based on a real-time event.

Airborne Flight Test Considerations

Regarding airborne Flight Test considerations, three mean factors are focused upon: environmental conditions, appropriate user interface and monitoring.

Environmental Conditions

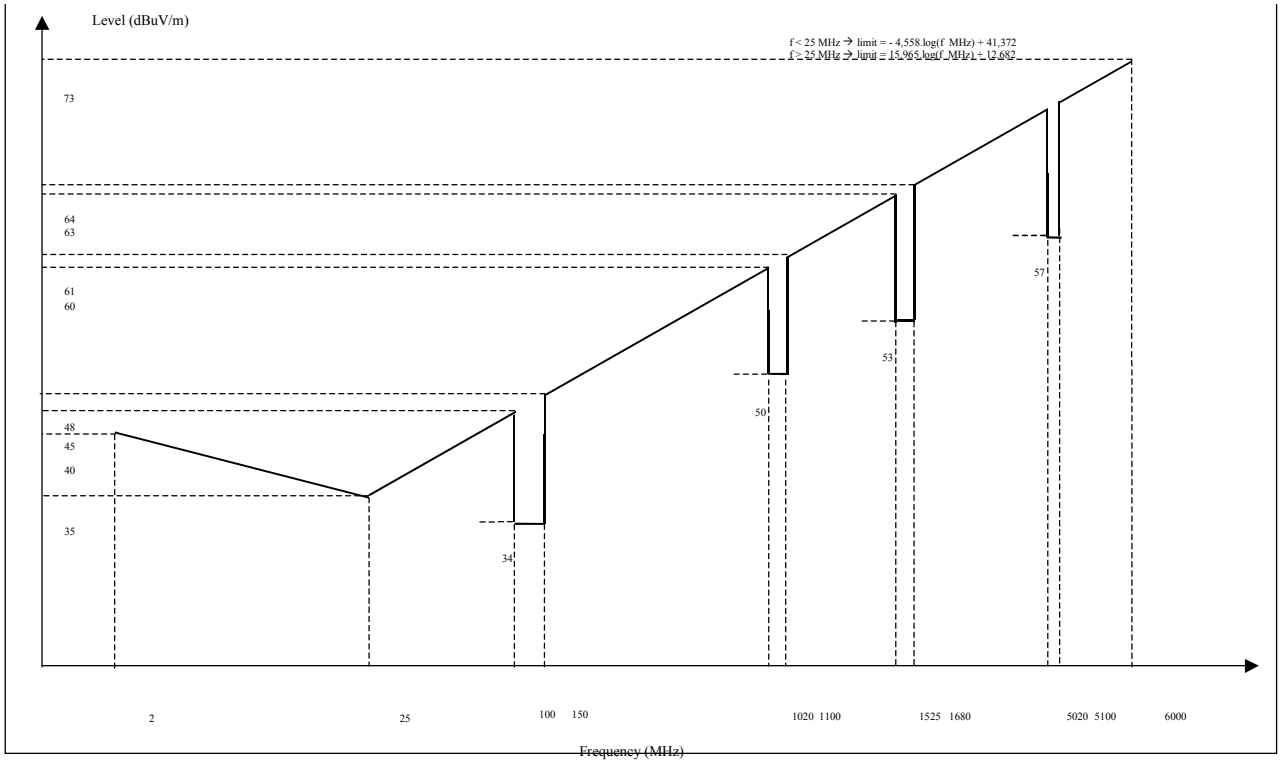
Telemetry recorder for airborne applications takes into account the compliance with environmental conditions. Airborne recorder design will pay attention to several factors: temperature, altitude and pressure, humidity, vibrations, emission of radio frequency and electrostatic discharge.

3 specific factors are discussed in this paper: temperature, vibrations and emission RF.

The use of COTS (Commercial Off-the-Shelf) components is the main problem with temperature device. The typical range for onboard airborne equipment is –15°C / +55°C and the typical range for COTS components is generally 0°C / 50°C. To deal with this difference, recorder design has to ease thermal dissipation. Air inlets and warming system can also be considered as optional devices.

For vibrations factor, the sensitive vertical axis (Z axis) should have an influence in the inner disposition of discrete elements. Attention will also be paid with the choice of connectors. Hardened lockable solution is a basic requirement for connectors. The design of all moving part will be properly studied. Introduction of ruggedized discrete elements can also allow complying with vibrations requirements.

The RF emission of the recorder has to comply with airborne general requirement. The equipment must be submitted to category M test “Maximum Level of Radiated RF interference” described in DO160 document.



Maximum level of radiated RF interference.

Regarding the diagram, it can be noted that difficulties often occur with influence of typical CPU clock (around 100 Mhz). The choice of power supply board is also a key factor.

Appropriate user interface

In the frame of airborne applications, the graphic recorder is considered as a peripheral. It is controlled by an upstream computer. The computer will condition and process information from the measurement capture and acquisition stages.
In this philosophy, only a few controls are performed by the Flight Test Engineer directly on the recorder. Its HMI is also simplified to provide reactivity.
On the other hand, recorder has to take into account a lot of real time configuration settings from the upstream computer.

Monitoring

In a flight test installation, all components are monitored by a computer in charge of maintenance.
The telemetry recorder will be equipped with an external control line to convey a maintenance protocol.
This protocol will carry informations such as: warnings relevant to paper feed, conditions of all discrete items of the system, result of power up self-test.

Conclusion

The telemetry recorder-workstation continues to be an important tool for the flight test community. The significant advances made by the latest generation of these instruments make them even more useful since the users have unprecedented control over how their data is viewed, printed and analyzed. As a direct result of the needs of telemetry engineers, today's telemetry recorder-workstation employs some of the newest technologies available and utilizes an architecture that ensures the fulfillment of future requirements.

SESSION 5 :
TELEMESURE (SPECTRE – MODULATION)
TELEMETRY (FEQUENCY SPECTRUM – MODULATION)

5.1. Concepts arithmétiques modulaires et noyaux DSP pour systèmes de communication reconfigurables
Finite Arithmetic concepts and embedded DSP cores for reconfigurable communication systems
H. CHANDRAN, E.LEPESANT - NAVTEL SYSTEMS SA
P.Y DUSSAUZE - CNES

5.2. "COFDM" appliqué à des infrastructures légères de réception Télémesure
"COFDM" used on light telemetry reception systems
L. FALGA - AIRBUS France

5.3. Radio communication dans un système de mesure à distance
RF communication in a system for remote meter reading
V.MOCNIK – Iskraemeco

FINITE ARITHMETIC CONCEPTS AND EMBEDDED DSP CORES FOR RECONFIGURABLE COMMUNICATION SYSTEMS

Henry Chandran
Signal Processing Group
Navtel Systems SA
France

hchandran@compuserve.com

Pierre-Yves DUSSAUZE

CNES – Toulouse
France

Pierre-Yves.Dussauze@cnes.fr

Abstract

Reconfigurable computing platforms have started to replace traditional hardware in terms of cost effectiveness and performance over a wide range of applications. These computing platforms are based on two's complement arithmetic which lacks precision and speed to handle Digital RF band signal processing. This led to search for an alternative binary weighted digital system such as RNS (Residue Number System) to develop high bandwidth low power embedded DSP cores for system level applications. The RNS is a carry free system with no performance degradation when increasing the word width. This allows to select an arbitrary word length in order to optimise the special signal processing core. This study is carried out by Navtel Systems in collaboration with the CNES (Centre National d'Etudes Spatiales).

Keywords

Forward Error Corrector
Digital Down Converter
Modulation demodulation
Neural network
OFDM
Reconfigurable hardware
Residue Number System
Synchronisation

Introduction

Today's communication systems are made of multiple embedded DSP cores. The processing operations are performed by two groups of instructions : addition, subtraction and multiplication and division, scaling and magnitude comparison. The hardware for these instructions are based on two's complement because of its simplicity. An arithmetic alternative exists ; this is the modular arithmetic known as RNS and only used in special computing such as signal processing where it increases the processing power with reduced power consumption.

Currently various avenues are explored in order to develop a high bandwidth special numerical processor for applications such as

High bandwidth digital down converter
Neural network
Adaptive signal processing
OFDM
High speed imaging
Cryptography

for reconfigurable computing platforms.

1.1. RNS background

The RNS [1] is a non-positional number systems. Due to this feature, one can implement fast additions and multiplications. The theoretical basis for the representation comes from the CRT (Chinese Remainder Theorem).

The RNS arithmetic [1] is defined in terms of a basis set $\{m_1, m_2, ...m_L\}$ of relatively prime integers. The dynamic range of an RNS system is given by M, where: $M = \prod_{i=1}^{L} m_i$; if M is odd, the dynamic range of an RNS becomes [-(M-1)/2, (M-1)/2); if it is even, it is [-M/2, (M/2-1)]. Each natural integer X in the dynamic range is mapped onto the legitimate range and represented as an L-tuple of residue digits.
The residue arithmetic is defined by $(x_1, x_2, ..., x_L) \circ (y_i, y_2, ..., y_L) = (z_1, z_2, ..., z_L)$, where $z_i = \langle x_i \circ y_i \rangle_{mi}$, I=1,…L and $\circ$ denotes one of addition, subtraction or multiplication. $(x_1, x_2, ..., x_n)$.

The residues of a positive number and a negative number are evaluated as follows:

$$x_i = X \bmod m_i \text{ xi} \qquad X \geq 0$$
$$x_i = (m_i - X \bmod m_i) \quad X < 0.$$

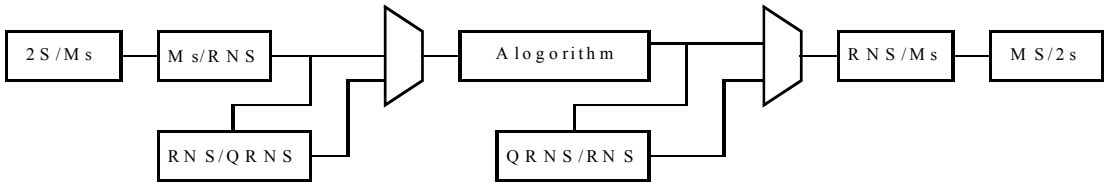
1.1.1. Choosing the RNS moduli

The set of moduli controls the dynamic range of the application. In a set, the largest modulus controls the speed of arithmetic operations. One tries to select all the moduli comparable [2] in magnitude to the largest one. This strategy allows to select the RNS moduli with the smallest number of bits for the largest modulus, thus maximizing the speed of the RNS arithmetic. In here, there is a trade-off to do the speed and the cost does not just depend on the width of the residues but also on the moduli chosen. Selecting the moduli in the form of $\left(2^{n-1}, 2^n, 2^{n+1}\right)$ offers considerable ease in forward and reverse conversion, scaling and other operations [3].

1.1.2. Complex signal processing

This can be handled by RNS in a similar way to standard complex number [4]. The basic difference between the RNS and Complex RNS [4] is the fact that in the complex RNS one needs to deal with cross-product terms. However under certain special cases of choice of moduli (type of prime 4k+1), the decoupling of computation from real and imaginary parts of the result is feasible. This is known as QRNS. The primary disadvantage of the QRNS is the restriction on the type of moduli. The modified QRNS (MQRNS) accepts any modulus at the expense of multiplication.

Conceptual view of the complex digital signal processing in RNS



1.1.3. RNS Division

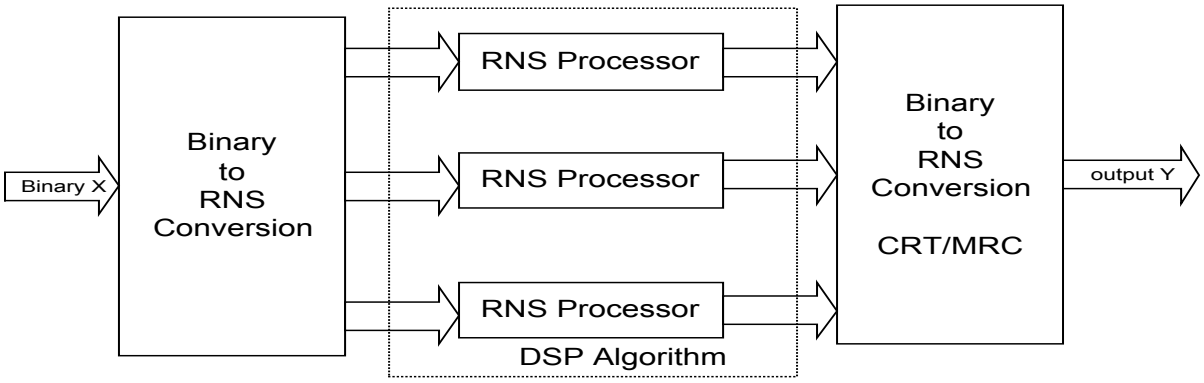
Algorithms must be designed to control the growth of intermediate results (Example FFT) and a periodic scaling is necessary. In RNS, the division is classified in two groups: scaling and division. Division by a constant is denoted as scaling which is a special form of multiplication. In a weighted binary system, the scaling is done by left or right shift by power of 2. In RNS, the scaling factor is composed of one or more inverse moduli. Various scaling methods exist for implementation based on either CRT or MRC (Mixed Radix Conversion). Many algorithms using the RNS system require an extension or a change of basis. The change from one basis to another is illustrated as follows: the basis changes for X, represented by RNS base $B_m^n = (m_1, m_2, ..., m_n)$, towards the base of another RNS $B_p^t = (p_1, p_2, ..., p_t)$ with

$M = \prod_{i=1}^{n} m_i$ and $P = \prod_{i=1}^{t} p_i$

Various base extension algorithms exist but almost all are derived from two basic algorithms [5,6] known as

1. Szabo and Tanaka base extension method
2. Shenoy and Kumaresan method

Binary to RNS and RNS to Binary dataflow

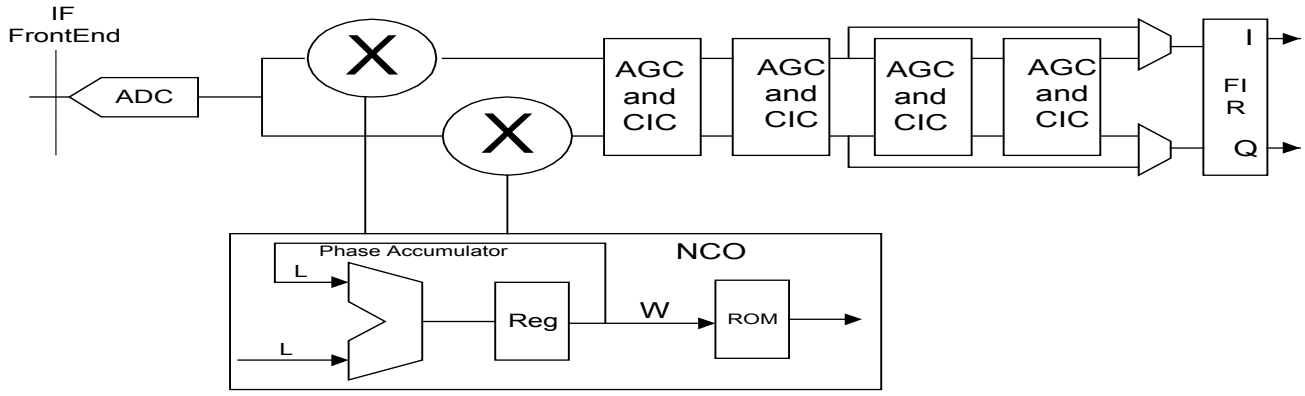


1.1.4. Conclusion

1. RNS is an integer system
2. Addition, subtraction and multiplication are fast
3. Division is a complex process but certain stipulations are defined which allow for the inverse of a number to exist.
4. RNS is not a weighted number system which means that magnitude comparison, sign detection and overflow detections properties are not embedded. One needs to use MRC for implementation.

1.2. Reconfigurable embedded cores

The object of the current program is to develop embedded cores based on RNS for system level applications. In order to evaluate the performance, the Digital Down Converter (DDC) has been selected. The digital down converter is made of three cores, a NCO (Numerical Control Oscillator), a mixer and decimation filters. The NCO provides a small frequency resolution with fast frequency switching. The conceptual view of the DDC is given below:

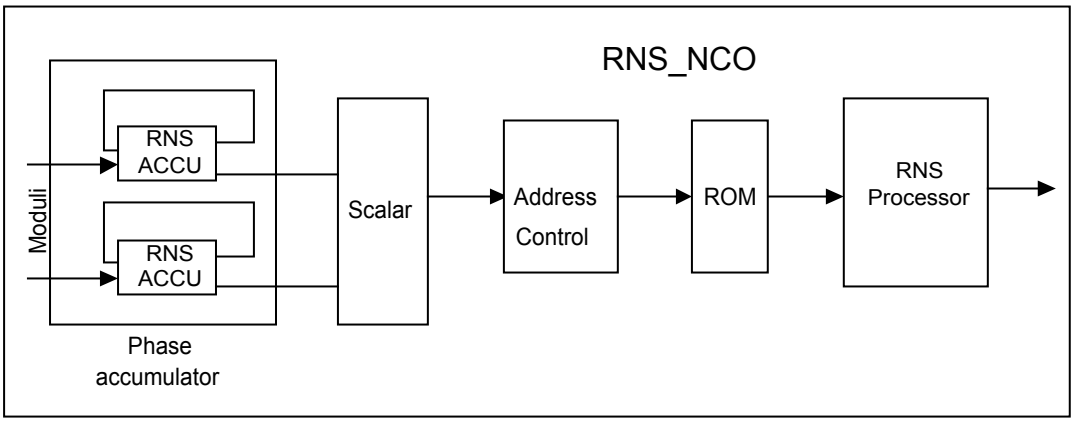


The processing flow for the down converter is given below :

Read_Data () ; Read data from ADC
Convert_RNS_Index () ; Prepare for index multiplication
Index_Mixer ( ) ; NCO output and sampled RF data multiplication
Decimation_Filter ( ) ; Down sampling
Conversion_RNS2Binary ( ) ; RNS to binary conversion

NCO block

The NCO is made of two parts: a phase accumulator and a waveform table in the ROM. The phase accumulator adder needs to be very fast in order to achieve its highest performance but for wide accumulators the propagation delay will limit the performance. An RNS based NCO was proposed by Chren [7]. In this RNS_NCO the phase accumulator is based on a moduli and the scalar performs the truncation between the phase accumulator output and the ROM. The conceptual view is given below.



In the above implementation, the phase accumulator is based on n channels with a very complex scalar hardware module. The scalar hardware is needed for the truncation of the phase accumulator output before being addressed to the ROM. The study currently focuses on how to reduce the complexity of the scalar circuit as well as look at alternative hardware structures to reduce the complexity for the FPGA implementation.

Mixer block

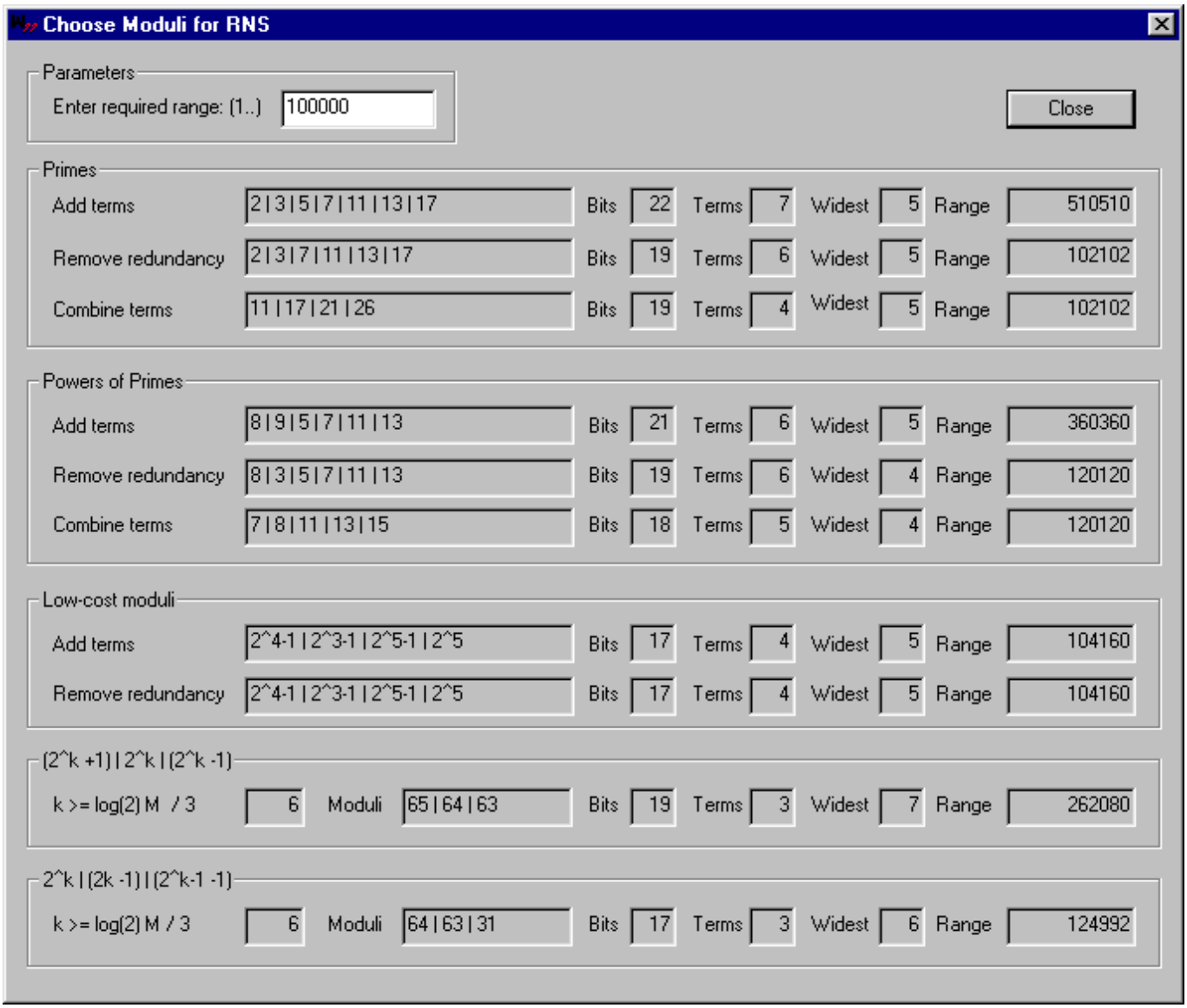
In a DDS, the incoming IF (Intermediate Frequency) data samples need to be mixed (multiplier) with the NCO output signals which are performed using an index calculus method. This index multiply technique uses the Galois field theory [8,9,10]; given a Galois field GF(p), where p is a prime number , it is possible to generate all non zero elements by using a primitive root of p. This approach requires following steps

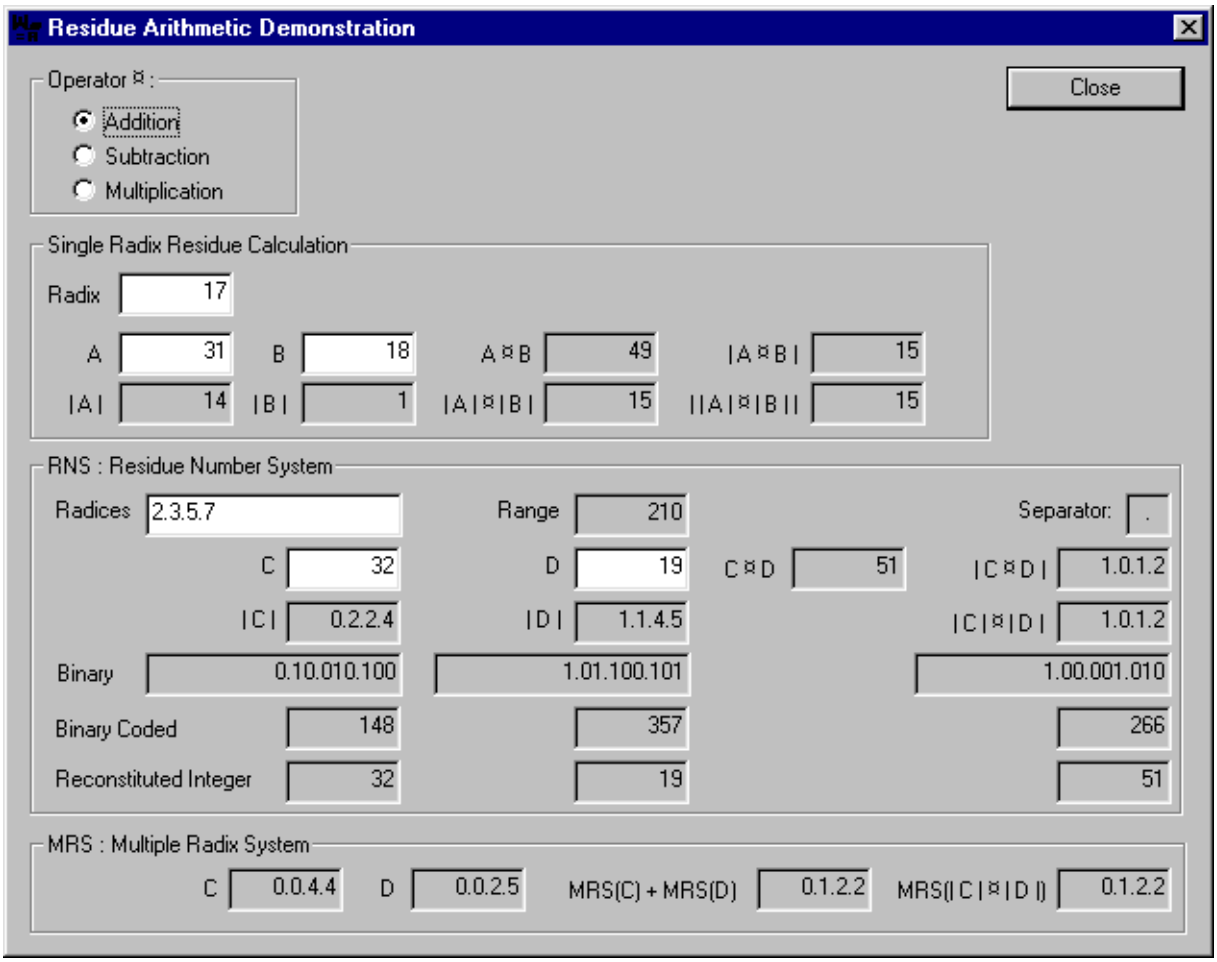
Index_Calculation ( )
Addition_Modulo_p-1 ( )
Reverse Index _Calculation ( )

The index multiplier block will be evaluated in an FPGA logic block as well as in the RAM block.

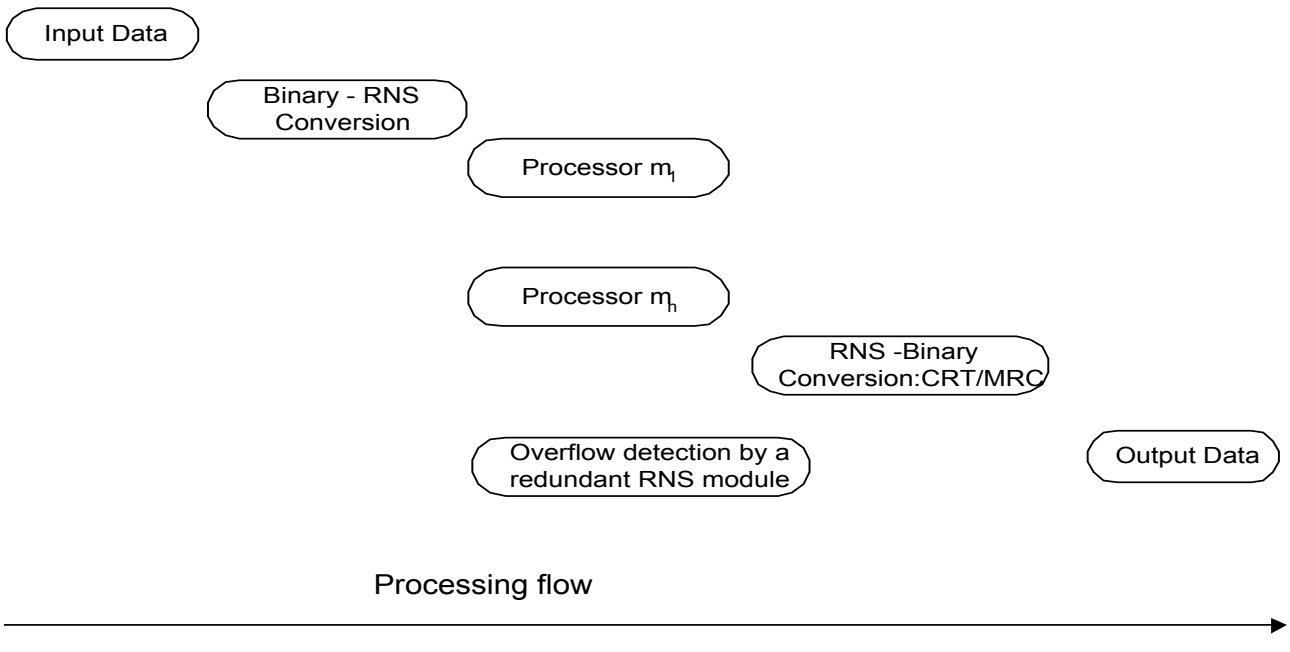
Decimation Filters

In a two's complementary based decimation filter, the required word length may vary between 40 and 56 bits. It depends on the decimation factor and the bandwidth characteristics. In our evaluation, the selected moduli type is $2^n, 2^n - 1, 2^{n-1} - 1, 2^{n-2} - 1$ and n will vary between 11 and 15. As the dynamic range changes from application to application, a software RNS calculator is developed. A part of the calculator display is given below.





The decimation processing flow is given below



The current implementation consists of three parts: NCO, mixer and decimation filters which are evaluated separately using RNS based numerical processing before integration into a Digital Down Converter on FPGA from Altera and Xilinx for performance evaluation in the logic and memory block utilization.

References

[1] S. K. Mitra, J. F. Kaiser,"Handbook for Digital Signal Processing,".

[2] Computer Arithmetic, Algorithms and Hardware Design by B.Parhami, Oxford university press.

[3] P.V Ananda Mohan, " The digital Parallel method for fast RNS to weight number system conversion for specific moduli $(2^{k-1}, 2^k, 2^{k+1})$", IEEE Trans. On circuits and systems, Part-II,Vol.47, 2000.

[4] A.Z.Baraniecka and G.A. Jullien, Residue Number System Implementations of Number Theoretic Transforms in Complex Residue Rings, IEEE Trans ASSP 28 ,1980.

[5] N.S Szabo and R..I Tanaka, Residue Arithmetic and Its Applications to computer technology, Mc-Graw Hill, 1967.

[6]A.P. Shenoy and Kumaresan. Fast base extension using a redundant modulus in RNS. IEEE Transactions on Computers, 382, 1989.

[7]. W.A. Chren, Jr., " RNS- base enhancements for direct digital synthesis," IEEE Trans. Circuits Syst II, vol. 42, 1995.

[8] G.A Jullien " Implementation of multiplications, modulo a prime numbers with applications to Number Theoretic Transforms" IEEE Trans. On computers, vol 29, 1980.

[9] D. Radhakrishnan and Y. Yuan, " Novel Approaches to the Design of VLSI RNS Multipliers", IEEE Trans. On Circuit and Systems-II: Analog and Digital Signal Processing, vol. 39, 1992.

[10] D.Radhakrishnan and A.P. Preethy, Noval Galois Field Techniques for a 32 bit Superset Modulo Multiplier, Nanyang Technical University.

COFDM appliqué à des infrastructures légères de réception Télémesure

Luc FALGA – AIRBUS France
Integration Test Centre
luc.falga@airbus.com

Résumé :

Les applications télémesure en champ proche ont principalement pour théâtre d'opération les zones aéroportuaires : auto land, freinage, bruit externe, taxi...
Ces zones sont le siège de multi-trajets de forte amplitude qui sont dus aux réflexions sur des bâtiments de grande dimensions et revêtus en général de bardages métalliques. Ces bâtiments sont répartis autour des pistes, laissant un champ libre important généralement plus d'un kilomètre par rapport aux antennes de réception ce qui provoque des multi-trajets de longue durée.
Face à l'augmentation des débits, les techniques de transmission classiques sont souvent impuissantes à résoudre ces problèmes d'interférence inter-symbole.
Ce problème est d'autant plus critique que l'on utilise des moyens de réception légers sur des bases déportées.
Le COFDM, dans ces conditions difficiles et pour des débits élevés, assure une qualité de transmission permettant une exploitation des données dans le contexte industriel des essais de certification du développement des nouveaux programmes.

Introduction :

Dans le cycle d'essais en vol d'un avion de développement ,pendant et après la période de mise au point et de certification, les spécialistes de tous les bureaux d'études utilisent les mesures faites pendant le vol.
Afin de maintenir ce cycle à une valeur constante en durée malgré l'augmentation de complexités des avions modernes et de leur systèmes , de plus en plus de calculs sont faits automatiquement à bord et au sol en temps réel, et suivis au sol en direct par les spécialistes grâce à la retransmission des mesures du bord vers le sol via la télémesure.
Ce cycle de mise au point et de développement qui était de plusieurs années à l'époque Concorde est maintenant de l'ordre de 12 mois au maximum depuis l'A340 (1992).
Pour permettre une exploitation temps réel, la qualité du signal doit être optimale , voire absolue pour certains types d'essais.
Afin de répondre à ces contraintes , AIRBUS a donc choisi en 2000 de se doter de moyens de transmission utilisant la technique de modulation COFDM .
Le système STMA fourni par SAGEM SA est particulièrement adapté aux besoins de transmissions numériques mobiles en conditions de propagation difficiles tout en préservant une excellente efficacité spectrale .
La mise en œuvre de ces moyens nous a permis depuis de répondre à certains besoins nécessitant une réception télémesure « légère » ,en utilisant une antenne de réception omnidirectionnelle .

Spécificité de la télémesure AIRBUS:

Les configurations de transmission sont en effet très variables. Les distances peuvent s'échelonner du « champ proche » (qqs centaines de m) pour les essais type « Pilotage Automatique » ou « Freinage » à plus de 300 km en haute altitude pour des essais « Performances » ou « Qualité de Vol ».

Les infrastructures de réception mises en place par AIRBUS France, consistent en six stations de réception réparties dans le Sud et l'Ouest de la France qui permettent un suivi du Sud de l'Angleterre jusqu'à la frontière italienne.

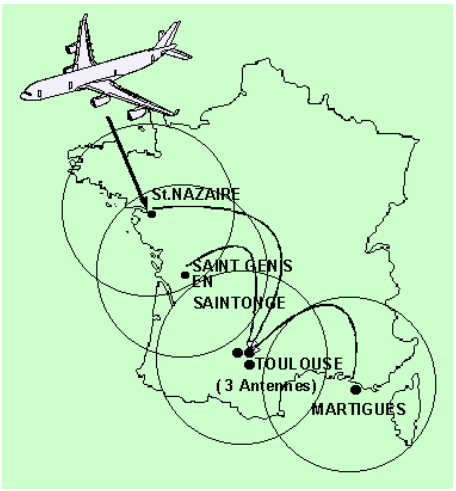
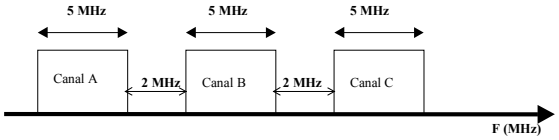


Figure 1

Un espace fréquentiel en bande S (2.7 GHz) a été alloué à AIRBUS France pour ses applications télémesure.
Il est constitué de 3 canaux de 5 MHz selon la figure ci dessous :



Modulation COFDM DQPSK

Figure 2

Ceci nous permet de suivre trois avions simultanément.

Actuellement, le débit utile transmis sur chacun des canaux est de 2.86 Mbits/s.
Il sera porté à 5.3 Mbits/s pour le programme A380 .

La particularité principale des moyens de télémesure AIRBUS réside donc dans l'utilisation de la technique de modulation COFDM.

Le système émetteur/récepteur baptisé STMA est fourni par SAGEM-SA et dérivé du modèle STERN destiné initialement à des transmissions vidéo reportages .

Les systèmes de réception (parabole de 2m de diamètre) et la puissance émise par le porteur sont dimensionnés pour assurer dans toutes les configurations un bilan de liaison au moins supérieur à 20 dB. Ceci permet un rapport S/N garantissant à un taux d'erreur au sens statistique quasi non mesurable.

La portée maximale est en fait sensiblement équivalente à la portée optique.

Les phases de transmission en champ proche concernent des essais réalisés ,soit dans la zone de la base de ISTRES ,soit dans la zone aéroportuaire de TOULOUSE.

En ce qui concerne principalement ce dernier site, l'environnement industriel, composé de hangars équipés de bardages métalliques génère de nombreux multi-trajets.
Etant donné l'implantation des bâtiments dans la zone, les échos sont longs (supérieurs à quelques µs) et pourraient provoquer des interférences inter-symbole dans le cas d'une modulation classique.
La taille des porteurs (de 80m de longueur pour l'A340/600de à 30 m pour la gamme ATR) constitue également une contrainte technique.

La configuration des différentes surfaces est telle qu'il est impossible, avec une seule antenne, d'éviter totalement les problèmes de masquage.
Aussi, généralement, deux antennes sont installées : une en sommet de dérive et une seconde sous la pointe avant du fuselage.

La demande des exploitants du système de télémesure en terme de débit est sans cesse croissante (augmentation du nombre et de la cadence des paramètres, transmission d'images….). A allocation fixe d'une largeur de bande, l'efficacité spectrale est un critère important dans le choix du type de modulation.

D'autre part, compte tenu de la possibilité de recevoir les émissions de plusieurs avions suivis par des antennes différentes et de la nécessité de mise en route et de pointage d'antennes conservées en stand-by en cas de difficulté de suivi par l'antenne active, la charge de travail des opérateurs de suivi et de gestion des antennes représente un poste important du fonctionnement du centre.

Un des problèmes majeurs existant en transmission de données télémesure est celui provoqué par les échos de transmission .
Ils sont en effet créés par une propagation de signal en multi-trajets.
Ces trajets multiples peuvent avoir des origines multiples parmi lesquelles :

- La réflexion du signal émis sur des obstacles (relief, bâtiments , véhicule …) prépondérante, pour des distances inférieures à 10 km ou dans des milieux de réception urbain
- La variation de l'indice de réfraction de l'air, notamment sur des distances supérieurs à quelques dizaines de kilomètres.

Les différents trajets suivis par le signal émis ont des longueurs variables et différentes « copies » du signal parviennent donc en réception en des instants différents.
Cet aspect se retrouve quasi systématiquement dans notre application avec l'émission via les deux antennes

Ces échos de transmission ont donc pour conséquence de créer de l'interférence entre signaux : en réception , à un instant donné, le signal reçu est la somme du signal émis et de ce même signal retardé par un écho de propagation. Dans le domaine fréquentiel, ce phénomène apparaît sous la forme d'évanouissements et d'amplifications locales dans le spectre du signal, ce qui le distord et détériore les conditions de réception.
Ce phénomène concerne aussi bien les transmissions analogiques que numériques , où l'on parle alors d'interférence inter-symboles.

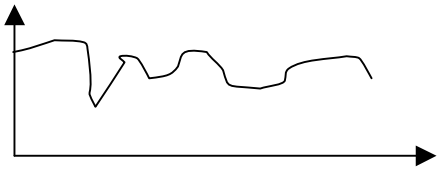


Figure 3 : Réponse en fréquence

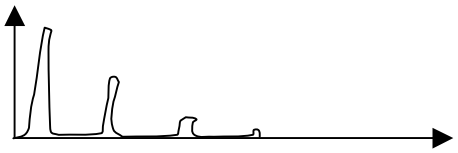


Figure 4 : Réponse temporelle (profil des échos reçus)

Une réponse possible au problème de multi-trajets est l'utilisation d'antennes directives, afin de ne sélectionner qu'un seul trajet en réception parmi plusieurs possibles. Mais outre le fait que leur emploi complique la mise en œuvre et augmente le coût de l'installation, elles ne permettent pas toujours d'éliminer complètement les échos.
De plus en ne sélectionnant qu'un seul trajet , on ne bénéficie en réception que d'une partie de l'énergie du signal reçu , alors qu'il peut être intéressant, moyennant des traitements appropriés, d'exploiter la totalité des trajets disponibles. On profite alors de la diversité spatiale qu'offrent les échos de propagation, pour en tirer avantage plutôt que de les subir.

Les solutions analogiques ne disposent d'aucun moyen particulier pour résister aux multi-trajets. En revanche, les systèmes numériques profitent de techniques éprouvées (en traitement de signal, codage, entrelacements…) qui leur permettent de lutter efficacement contre ces phénomènes .
La technique COFDM présente notamment un certain nombre d'avantages qui lui ont valu d'être retenue pour les standards européens de diffusion hertzienne de radio DAB (Digital Audio Broadcast) ou de télévision DVB-T (Digital Video Broadcast – Terrestrial).

Technique COFDM :

La modulation COFDM a été retenue en lieu et place d'une modulation PCM/FM classique avec diversité de fréquence, car elle présente notamment les avantages suivants :
. modulation adaptée aux multi-trajets longs
. très bonne efficacité spectrale
. caractéristiques du spectre hors bande avantageuses
. technologie d'implantation permettant d'optimiser les paramètres de la modulation par rapport aux spécificités du canal hertzien.

L'architecture générale d'un système de transmission utilisant le CODM est la suivante :

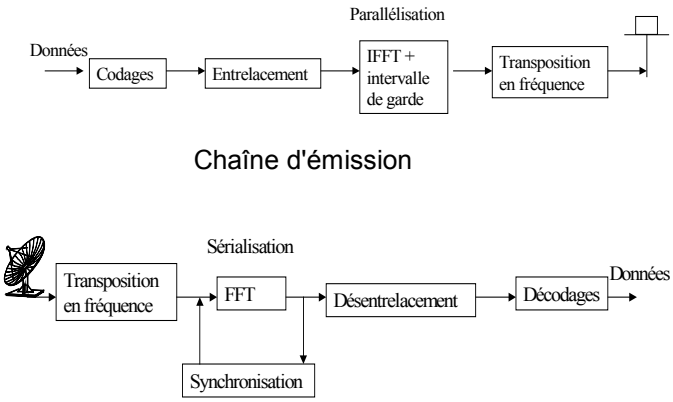


Figure 5

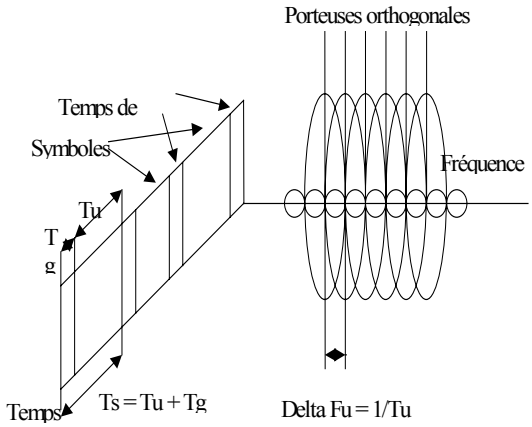
Comme son nom l'indique, le COFDM (Coded Orthogonal Frequency Division Multiplex) est un système de multiplexage fréquentiel où l'on utilise des porteuses dites orthogonales et où le codage prend une part essentielle.

UNE TRANSMISSION MULTI-PORTEUSES

Le multiplexage fréquentiel du COFDM consiste à répartir le débit D du flux d'informations à transmettre sur un grand nombre Nu de porteuses émises en parallèle et modulées à bas débit : D/Nu. Il s'agit donc simplement d'une transmission multi-porteuses. Les porteuses occupent toutes une faible bande passante et individuellement, leur spectre ne subit que peu de distorsion sous l'effet des échos du canal. La distorsion des porteuses est même réduite à zéro par l'insertion d'un intervalle de garde, qui, lorsqu'il est correctement dimensionné, absorbe complètement les échos de transmission entre chaque symbole émis.

Si la bande passante utilisée par chaque porteuse doit être aussi limitée que possible pour contrer les échos de propagation, elle doit cependant être suffisante pour résister à l'étalement Doppler.

Figure 6



A débit utile D constant, cela signifie qu'il faut s'adapter au type de canal rencontré : le nombre de porteuses modulées doit être important en présence d'échos longs mais faible si le canal varie rapidement. Si ces deux fonctions sont réunies simultanément, un compromis doit être trouvé.

INTERVALLE DE GARDE

Le principe de l'insertion de l'intervalle de garde est simple : en émission, pour chaque porteuse, on "rallonge" d'un temps de garde Tg le symbole réellement utile de durée Tu.
Ce temps est dimensionné pour être supérieur à l'étalement des échos du canal de transmission. En réception, on ne tient compte que de la partie utile Tu ,du symbole pour démoduler le symbole reçu, sachant que la partie Tg est en partie

corrompue par de l'interférence inter-symbole (ISI) due aux multi-trajets.
Le signal exploité en démodulation ne souffre alors d'aucune interférence inter-symbole, mais uniquement d'interférence intra-symbole qui, en moyenne, est plus constructive que destructive.

CONDITION D'ORTHOGONALITE

L'aspect d'orthogonalité du COFDM permet de conserver une bonne efficacité spectrale en autorisant le recouvrement des spectres de chaque porteuse tout en garantissant une séparation totale des symboles qu'elles portent à l'aide de techniques de démodulation par FFT. La condition d'orthogonalité s'exprime simplement par le fait que l'écart fréquentiel Fu entre chaque porteuse modulée doit être égal à l'inverse du temps symbole utile :
TU : Fu - 1/Tu.

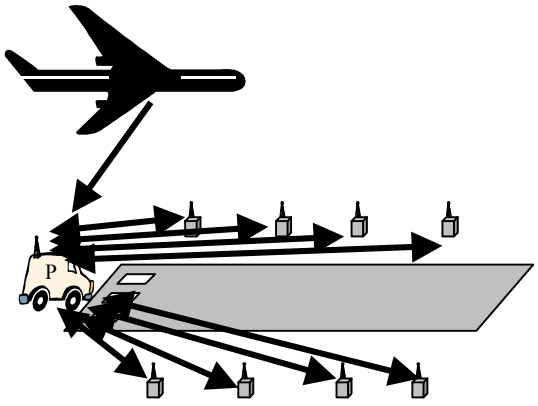
NECESSITE DU CODAGE

Le dernier aspect du COFDM essentiel est le codage associé à l'entrelacement des symboles émis. Si la modulation à bas débit de nombreuses porteuses et l'insertion d'un intervalle de garde suppriment les effets d'interférence inter-symbole, ils n'empêchent pas les atténuations de certaines porteuses, qui correspondent à de l'interférence intra-symbole.
L'utilisation d'un code correcteur d'erreur approprié associé à un entrelacement fréquentiel et temporel permet alors d'éliminer l'effet de l'atténuation de certaines porteuses.

A noter que pour notre application ou l'aspect temps réel des prises de décision et de dialogue sol/bord est primordial, l'entrelacement temporel est limité à 300 ms.

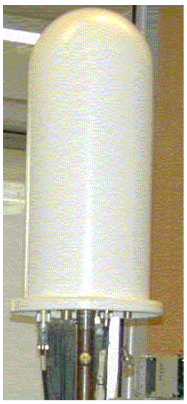
Télémesure « légère » :

Chaque aéronef avant sa mise en service doit subir une campagne d'essais montrant sa conformité aux normes en vigueur .
Dans ce cadre sont effectués des mesures acoustiques externes .
Un certain nombre de microphones sont disposés autour d'une piste et effectuent des mesures du niveau sonore généré par l'appareil effectuant des simulations de décollage ou d'atterrissage.
Les conditions de ces passages sont parfaitement encadrées réglementairement, tant du point de vue configuration de l'appareil (position becs et volets , régime moteur , trajectoire …) que conditions météorologiques (température , vitesse et direction du vent , hygrométrie …).
Les mesures (1/3 octave) sont rapatriées après chaque passage via des modems RS232 vers le centre de gestion des essais appelé PC Bruit.
Il est donc nécessaire de pouvoir disposer au même endroit de toutes les données nécessaires à la validation du passage concernant l'avion lui-même .
Toutes ces informations se trouvent dans le message télémesure .
L'utilisation de la technique COFDM prouve ici tous ses avantages .



La réception s'effectue par une antenne omnidirectionnelle AFR 25 aux caractéristiques suivantes :

- 4 panneaux à polarisation circulaire droite
- filtres de 250 MHz de largeur de bande
- Préamplificateur : gain 35 dB
- Gain : 8 dB
- Ouverture : 360° azimut et 20 ° en site
- Dimensions : hauteur 520 mm , diamètre 264 mm,
- Masse : 5.5 kg



Le message est ensuite adressé à un Synchronisateur de format (carte PCI) intégré dans un PC portable qui génère un fichier résultat par passage .
Ce fichier est délivré via une liaison série RS232 au PC « Mesures de bruit » rassemblant les mesures acoustiques d'une part , les paramètres météorologiques et les paramètres télémesure d'autre part .

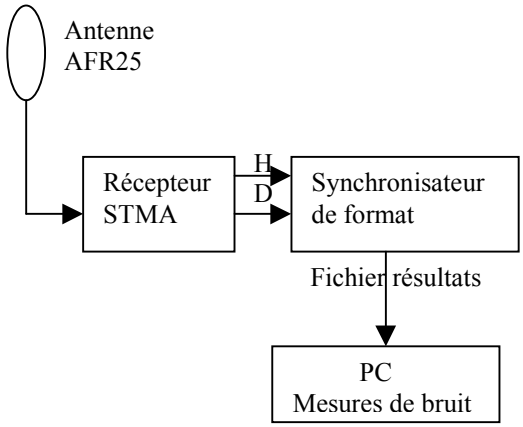


Figure 7

Les paramètres avion transmis par télémesure sont la trajectoire de l'avion (X,Y,Z), les positions de becs , volets , train , la vitesse ainsi que des mesures sur les moteurs .
Ci-dessous , quelques exemples de résultats d'un passage type atterrissage

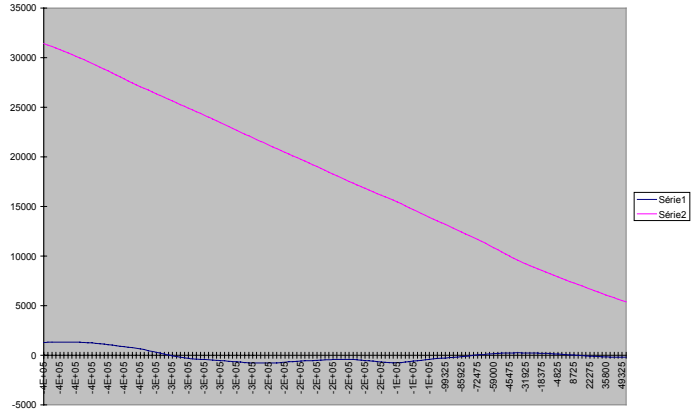


Figure 8 :Trajectoire de l'avion (X,Y,Z)

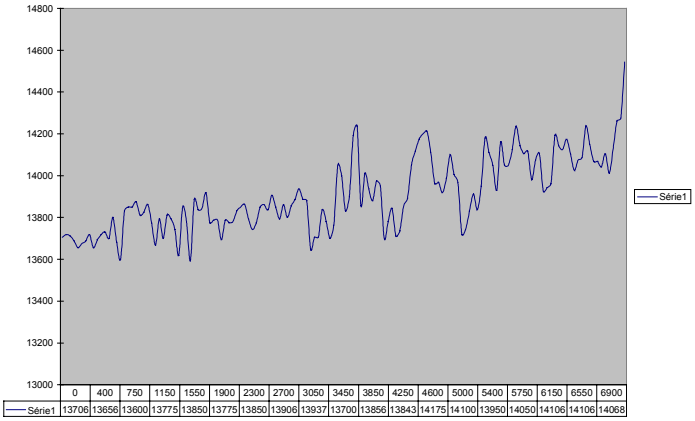


Figure 9 : Vitesse (VC)

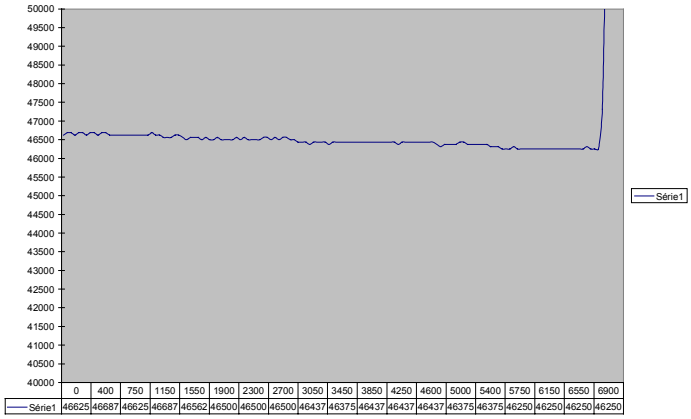


Figure 10 : N11 (régime moteur)

Ces moyens ont permis la certification acoustique des A340/600 et A318 en 2001 et 2002 sur les pistes de Tarbes (Hautes-Pyrénées) et Moron de la Frontera (Espagne).
5 vols sont nécessaires pour une campagne de ce type représentant 10 heures de vols pour 120 passages.
Sur les 240 fichiers résultats délivrés , aucune erreur de transmission n'a été détectée .

De la même manière , une installation légère de réception télémesure a été mise en œuvre pour un suivi télémesure des premiers vols des avions de développement A318 .
La chaîne d'assemblage de ce programme se situe à Hambourg sur le site de Finkenwerder .
Dans ce cadre , la télémesure a été activée pour enregistrement, sans exploitation « temps réel » des données .

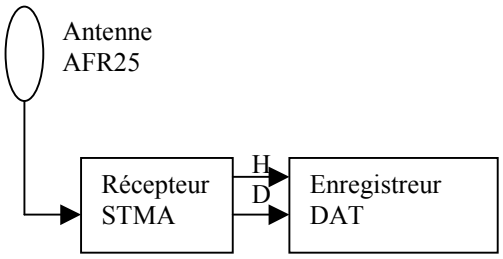


Figure 11 : Synoptique installation réception télémesure A318

Nous avons implanté l'antenne AFR 25 sur le toit d'un des bâtiments les plus élevés du site nous permettant d'obtenir une portée est de l'ordre de 50 km, avec une qualité de transmission parfaite dans les phases de décollage, atterrissage et tour de piste particulièrement surveillées au début du programme de développement d'un appareil.
Les deux premiers vols de chaque avion d'essai ont ainsi pu être enregistrés , sachant que le second vol est un convoyage vers le pôle Essais toulousain .

Suite à tous ces excellents résultats , une décision d'implanter de manière fixe une antenne de réception omnidirectionnelle sur le site de Toulouse a été prise .
Ce moyen s'ajoutant aux trois autres antennes paraboliques existantes sur cette piste permettra d'offrir une couverture sur les phases d'essais de roulage, décollage , atterrissage .
Cette nouvelle ressource est rendu d'autant plus nécessaire que le programme A380 bénéficiera de trois salles d'exploitation télémesure pour un suivi simultané de trois avions .

Conclusion :

L'utilisation de la technique COFDM a permis dans un premier temps une amélioration très nette de la qualité de transmission télémesure en autorisant une efficacité spectrale de l'ordre de 1,5 bit/Hz .
Mais , elle a également élargi les possibilités de réception télémesure sur des essais ponctuels mettant en œuvre des moyens légers de réception aisé à installer , manipuler , fiables tout en assurant une parfaite qualité de transmission.
Il convient par ailleurs de noter que le COFDM a été normalisé par IEEE pour le WLAN (Wireless Local Area Network) 802.11 b dans la bande 5 GHz autorisant un débit de 54 Mbits/s en succession du 802.11 a (Direct Sequence Spread Spectrum à 2.4 GHz pour 11 Mbits/s).
Une telle reconnaissance constitue une confirmation ,s'il en était encore besoin, de la justesse de ce choix pour la télémesure AIRBUS.

ETCC'2003 European Test and Telemetry Conference

RF communication in a system for remote meter reading

Vojteh Mocnik
Iskraemeco, d.d.
Savska loka 4
4000 Kranj
Slovenia
mocnik@rd.iskraemeco.si
tel: +386-4-2064622

Abstract: A paper provides a partial overview of the utilities response to deregulation and liberalization process in Europe and worldwide. Deregulation on the energy market accelerates evaluation of a new measuring and controlling devices as well as some new communication technologies that are applicable in telemetry systems for remote meter reading and some DA/DSM functions. Special focus has been put on a systems for automated meter reading and parameterization (AMR) for residential customers (electricity, gas, water and heat) as well as on a communication techniques that use a radio communication link in ISM band, both 433MHz and 868MHz band.

Beside description of devices and used communication techniques, applicable on RF based AMR system, a paper provide also a case study on a test trial that is running on several locations in Slovenia and that incorporate remote meter reading and parameterizing electricity, water and gas meters. A case study brings some analyses of suitability to use RF communication network for an AMR system. Some questions

Designed and used RF technique is using an RF transceiver with the highest speed of 9600bps in 433.82MHz band and is integrated inside electricity meter (as a device in a measuring place at a customers place) and inside HTU as a MASTER unit (as walk by method of remote meter reading) or inside local data concentrator (as a method for remote meter reading with fixed RF communication network). RF communication is running inside RADIAN protocol.

Key words: AMR system, RF communication, RF modem, electricity meter, fixed communication network, RF hand terminal unit, RADIAN protocol

1. Introduction

The process of global deregulation in the energy (including telecom) market is a logical step following privatisation and as such will make electricity as far more marketable commodity. Suppliers will face a more demanding and times fickle customer base than ever before. As every else on the commodity market, some suppliers will suffer, some will succeed. And those, the last one, will have the potential to go on to become market leaders in the global energy industry. And, as the situation can be still more complicated, deregulation is running also on the telecommunication market. Some utilities (or part of them) see their business chance to become a telecom operator. As a such, deregulation gives a big push not just for new metering technologies, but also for the communication, information technologies and organization solutions.

Manufacturers of energy measurement and controlling devices tend to address many of the critical areas facing electric, gas and water utilities. As a result of greater public attention, stronger competition and increasing regulatory demand for greater efficiency, the utilities of all types face growing pressures to improve operations by reducing costs and enhancing quality of service. The utilities are, besides other solutions, looking for AMR (Automatic Meter Reading) systems to achieve these goals. Different communication networks on different communication media will allow the utilities to communicate with and control their systems as well as to provide a full range of remote data management capabilities and communication options. They may also enhance the feasibility of outsourcing various functions to third parties. In addition, as solely AMR system sometimes just appeals for economic justification, it can provide a platform for the utilities to offer expanded services, such as providing meter reading services to multiple

utilities within one geographic area, gas and electric brokerage services, health and safety alarm monitoring and other transaction-based services.
The choice of communication channels and techniques is very important and a difficult task for the utility:

- the communication network must be capable at least of two-way communication between load management devices and meters
- the network must (or should) be owned and controlled by the utility
- installation and maintenance of the network must be simple
- the network must provide barriers to un-authorized access
- the network must be expandable in the future
- the network must be part of a total solution
- the network must perform additional customer services

Beside that, the price pressure on a system solution and a seek for a second source manufacturing, is very high.

2. Structure of AMR system

AMR system, based on RF ISM communication, can be seen on figure 1. Electricity meters, either old inductive ones or electronic ones, are located on the household premise. The meters can be connected by a local data concentrators, equipped with RF modem, that forms a fixed data network, or with a walk-by method with RF equipped hand terminal unit.

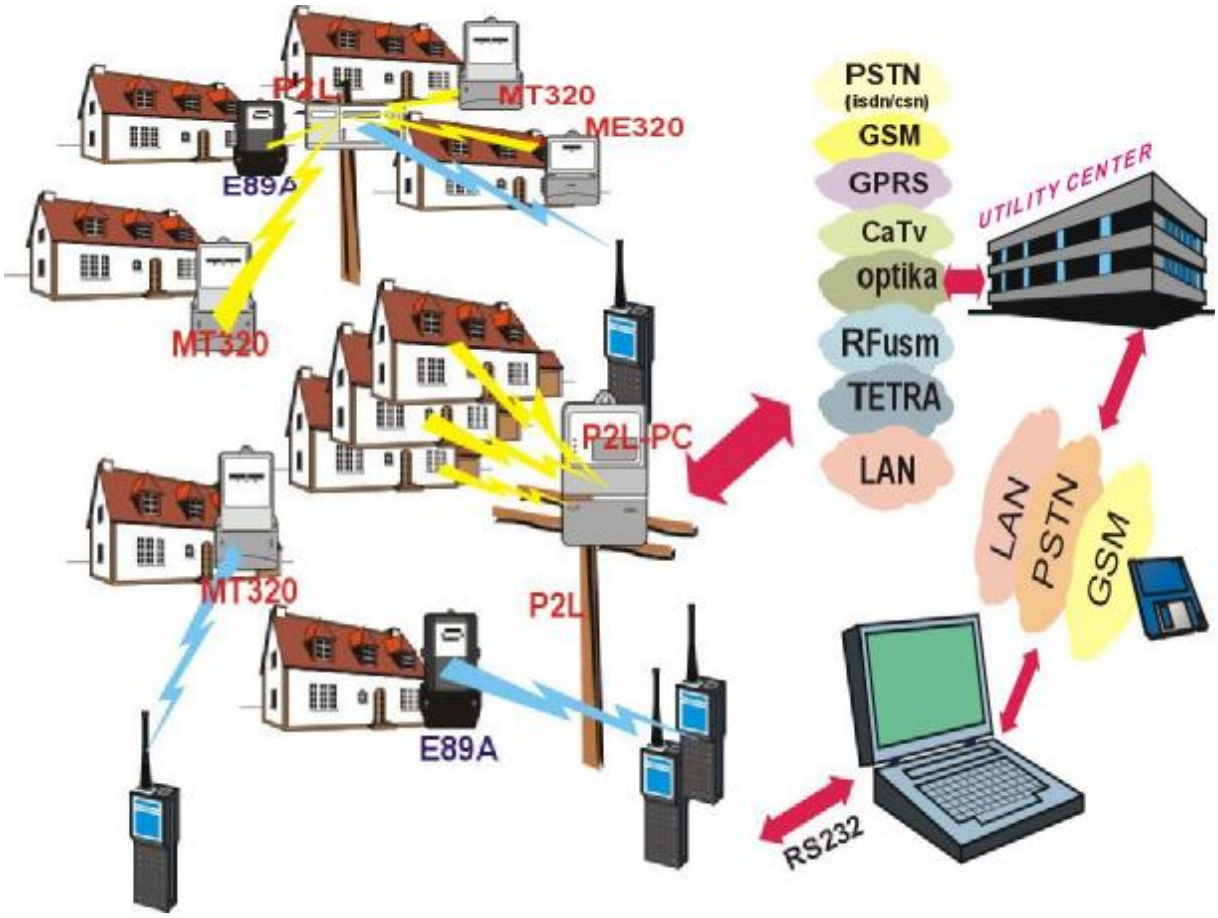


figure 1 Architecture of AMR system, based on RF communication

The first example is old inductive meter (i.e. Ferraris type) that is widely used globally. This device can be upgraded by optical sensor that sense rotation of meter's disk and transforms rotation to output pulses. Pulses are processed and memorized in data communicator that is

add-on device. This device has it's own power supply, RF part on board, including antenna (figure 2).
The second device of AMR system is electronic meter with integrated RF communication. Due to different installation infrastructure, antenna can be internal (under the cover of a meter) or external (figure 3).

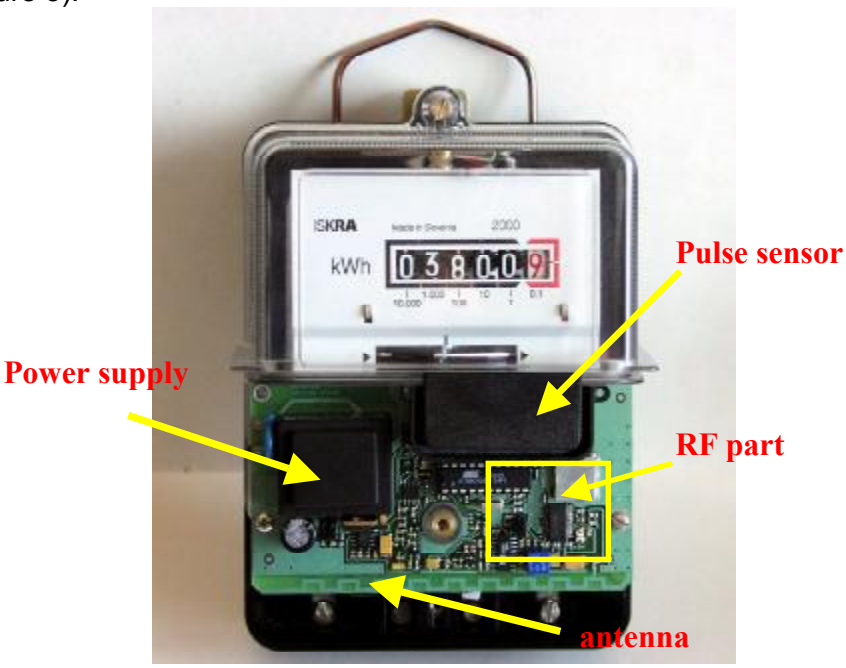


figure 2 Adaptive electricity meter E89 with add-on RF device

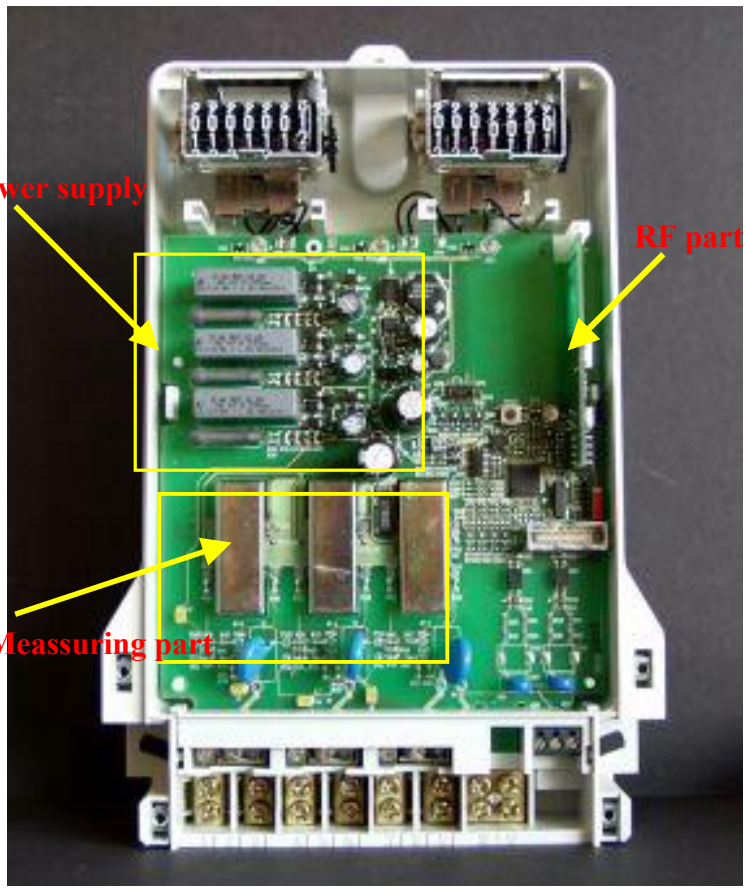


figure 3 Electronic electricity meter MT320 with integrated RF communication

Supervising parts of a system consist of local data concentrators (P2LPC in figure 1) and/or hand terminal units. Local data concentrator P2LPC locally collects data from meters that are located within their communication range and database. Data collection is running either over pre-defined schedule (polling) or by manual intervention from the utility center. Data are stored in P2LPC on Flash memory, processing is running over PC WIN CE 4.11 platform. Data concentrator transmits meters data when it receives a call from the utility's center or when an alarm occurs. Several communication possibilities exist like GSM, GPRS, ISDN, plain PSTN or LAN.

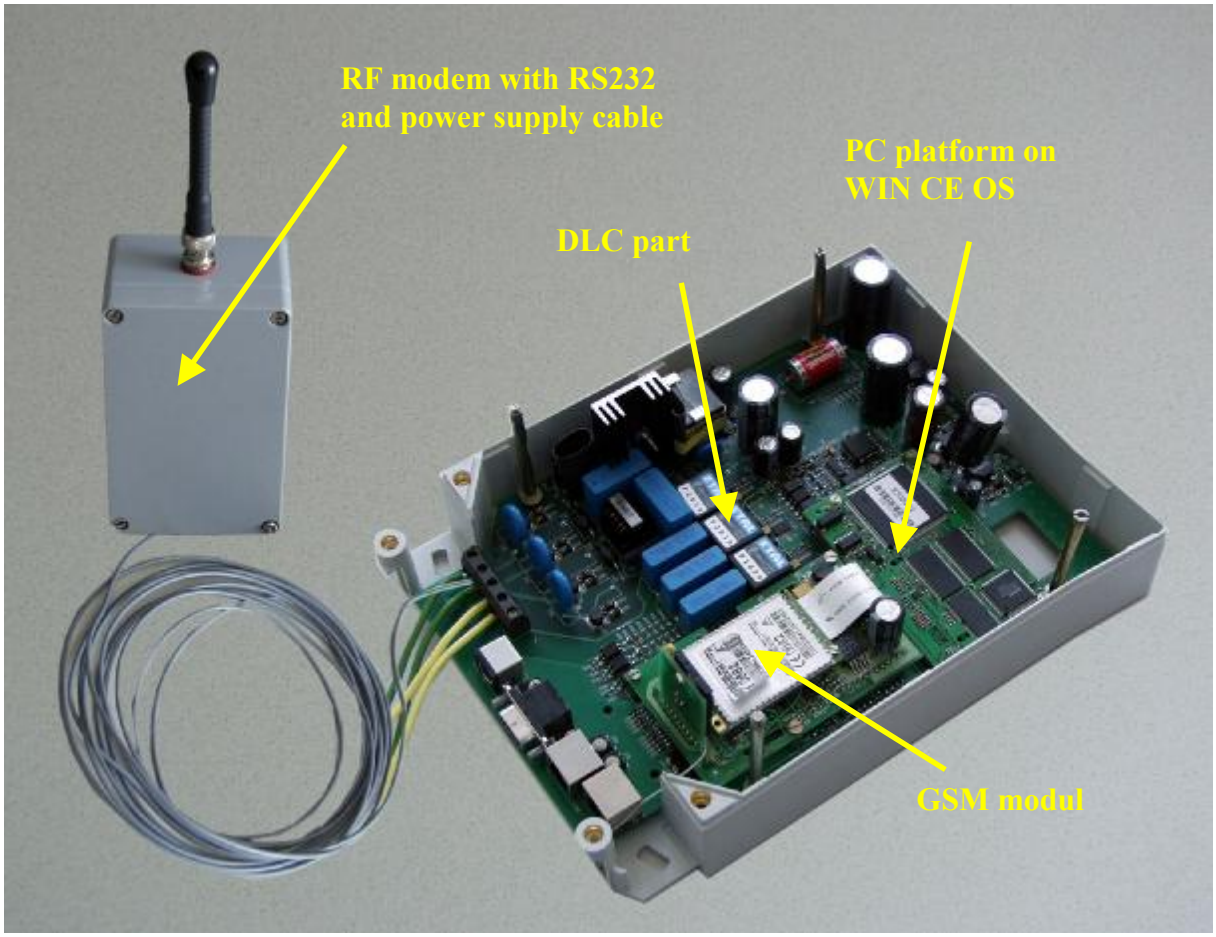


figure 4 Data concentrator P2LPC



figure 5 External RF modem, RS232 interface

Data can be accessed over ftp. The outlook of data concentrator is on figure 4. Data concentrator can collect meters simultaneously over RF communication and over low voltage network 230V (Distribution Line Communication – DLC). The interior of external RF module is on figure 5.
When meters are difficult to be connected (because of different reasons), a hand terminal unit, equipped with RF module, is used in walk-by method (figure 6). The computer base for HTU is Compaq's Ipaq PDA which is inserted in a custom made case, consisting of RF part with external antenna, NiMH charger and NiMH accumulators. Connection between Ipaq PDA and RF part is running over RS232 interface. A special program package is running on Ipaq, collected data are stored on a Flash memory card and transferred later in database either by public communication or manually.



figure 6 HTU RF, based on Ipaq PDA

3. Basic characteristics of used RF communication

In all devices RADIAN 433 protocol is used. The protocol itself is the output of RADIAN user group (see www.radianprotocol.com), currently in 433MHz band, in 868MHz is part of TC294 WG5 work. Used frequency bands are license free, but can be adapted to national or even customer's needs. Some basic specification from the protocol:

Nominal Frequency
The nominal operating frequency 433.82 MHz
Frequency accuracy and stability of the transmitter
Frequency stability is ±4 kHz.
Temperature range
-20stC to 70stC (with temperature compensation –40stC to +85stC)
Power and sensitivity
The values for power and sensitivity shall follow at least the existing national and international standards for RF equipment operating in this ISM band [ETSI 300 220]. Furthermore, to ensure compatibility, the following minimum requirements apply:
Power (ERP) : 0 dBm < Pout < 10 dBm (however, higher output up to 300mW can be achieved). The output power is programable
Sensitivity : better than –110 dBm, (with Rs=50 ohm for a BER of 1% for a PRS of 1023 bits).
Unwanted RF radiation
The communication module is complying with the international standards for the unwanted RF radiation for the ISM frequency band used [ETSI 300 220].
Modulation method
Modulation: two-level FSK with BT=(0.5-1)..
Signaling rate
The medium signaling rate: 2380 baud
Symbol Period: 420 usec

f: 5.5 kHz ±30%
maximum jitter in a character: 25%
Type of communication
two way, half duplex
Communication structure
Master (data concentrator) – Slave (meter)
Repeater mode:
Up to 7 repetitions – each node (meter) acts as a possible repeater
Antenna
External or internal
Power consumption
Pout=25mW at Us=3 V:
Rx=20mA at 3 V
Tx=70mA at 3 V

Pout=300mW at Us=3 V:
Rx=30mA at 3 V
Tx= 370mA at 3 V

Special focus has been put on extended temperature range, since due to price pressure, we were not allowed to use special crystal. We have solved this problem by the microprocessor-integrated option – real time temperature measurement and SW compensation of reference frequency by a look-up table.

4. Test results

Several test were carried out during design phase, consisting in laboratory and in real environment. We have found more or less the same problems and effects as known from the RF theory. A lot of effort was spending to solve interferences problems that occur inside meter itself. As the meter is powered by the mains power supply and since it must be with accordance to several severe standard like IEC 1036, quite big insulation resistance between lines needed. Long, wide lines with several rectifiers formed a mixer module with antenna. Transmitted signal from integrated RF module mixed together with working frequency of a power supply and transmit it in air. A receiver can see a resulting signal as AM modulated FM signal and as such makes communication unreliable. The problem was solved by special design of PCB.
Some radio propagation and multipath effects were also found. The propagation of radio signals is impaired by multipath interference. Multipath interference is present when the transmitted signal arrives at the receiver following multiple propagation paths. The presence of multiple propagation paths leads to fading and Inter-Symbol Interference (ISI) in the received signal. Since radio signals propagate in all directions, the received radio signal is comprised of by a multiplicity of (randomly) attenuated, delayed and phase-shifted replicas of the transmitted signal. The superposition of these echoes causes random fading and broadening of the time duration of the transmitted pulse (delay spread) that, in turn, leads to ISI in the received signal. The presence of ISI means that subsequent symbols interfere with each other, thus leading to a Bit Error Probability (BEP) floor that is independent of the SNR. A major difference between indoor and outdoor propagation is that the former is much more sensitive to changes in the geometry of the environment than the latter.
In a figure 7 we can see a detail from a test installation.



figure 7 Insert from test installation

In summary, in table 1 we can see some practically obtained results about communication range, originated during test installation. Used communication parameters: f = 433,82 MHz, Pout=10 mW

Type of housing	**Meter location**	**Meter reader location**	**Average range**
Individual house	First floor	Outside	30 to 100m
	Basement	Outside	5 to 50 m
Metal box	Wall cabinet – with window	On the street	50 to 300 m
Metal box (pit)	Wall cabinet – without	Near the pit	1 to 10 m
Building	In the flat	Outside	5 to 20m
	In the flat	Away in the corridor	10 to 50m
	In the flat	In a different floor	1 to 4 floor

Table 1

5. Conclusion

In the paper a system for remote meter reading, based on RF communication in 433MHz band, is described. A system as such can be used not just for remote meter reading of electricity meters, but also for water and heat meters, mainly because of used Radian protocol, which is optimized for battery-supplied devices. Results so far showed us that used communication is very reliable, but from time to time some interferences occur by the co-use of non-license band by other applications. In some cases, communication range was also problematic, either because of distances or from signal attenuation because of different reasons. In such cases we could see protocol's power that each device can act as a repeater.

6. References

[1] ISO/IEC 7498-1 (1994): "Information technology - Open Systems Interconnection – Basic Reference Model: The Basic Model".
[2] ISO/IEC 10731 (1994): "Information technology - Open Systems Interconnection – Basic Reference Model - Conventions for the definition of OSI services".
[3] EN 300-220-1 v.1.2.1: "Electromagnetic compatibility and Radio spectrum Matters (ERM); Short range Devices; Technical characteristics and test methods for Radio equipment to be used in the 25MHz to 1000MHz frequency range with power levels ranging up to 500mW; Part

1: Parameters intended for regulatory purposes". European Telecommunications Standards Institute (ETSI), Sophia Antipolis Cedex, Nov 1997.
[4] EN 300-220-2 v.1.2.1: "Electromagnetic compatibility and Radio spectrum Matters (ERM); Short range Devices; Technical characteristics and test methods for Radio equipment to be used in the 25MHz to 1000MHz frequency range with power levels ranging up to 500mW; Part 2: Supplementary parameters not intended for regulatory purposes". European Telecommunications Standards Institute (ETSI), Sophia Antipolis Cedex, Nov 1997.
[5] CEN TC294/WG3/N60E Rev2: "Meter Communications Architecture", April 1997.
[6] RADIAN Working Group (2000): "RADIAN 433 v.1.0 Specification ".
[7] Application notes on CC400, www.chipcon.no
[8] Vojteh Mocnik, Milan Kozole, Jozef Perne "Mixed communication solution for implementation of an effective AMR system" conference DA/DSM DistribuTECH '98, 1998, October, Amsterdam
[9] Radian user-group booklet, "Guide for radio remote reading of meters", 2003

SESSION 6 :
SYSTEMES DE TELEMESURE TELECOMMANDES
TELEMETRY TELECONTROL SYSTEMS

6.1. Récepteur de télémesure FM/PCM digital
Digital PCM/FM telemetry receiver
Chen DAHAI, Xie NAN - China Academy of Engineering Physics

6.2. Liaison spatiale, émulateur de canaux
Space Link, Channel emulator (ECP)
N. MAURY - SMP

6.3. Nouveaux concepts pour la réalisation de stations de réception télémesure haut débit
New concepts for high flow telemetry reception station
D. BUTIN, JP GAECHTER, IN-SNEC

6.4. Cristaux photoniques et matériaux pour des applications aux antennes planes
Photonic and metamaterial crystal for planar antennas.
P. SABOUROUX, S.ENOCH, G. TAYEB, N. GUERIN, P. VINCENT - Institut Fresnel

Research on digital PCM/FM telemetry receiver

Chen dahai Xie nan Pu renbi
Institute of Electronic Engineering of China Academy of Engineering Physics
P.O.BOX 919-517, Mianyang, Sichuan, P.R.China
E-mail: chendahai@hotmail.com

Abstract:

In this paper, a scheme of digital PCM/FM telemetry receiver is introduced and a Matlab simulation model is established to perform design and simulation. The digital receiver directly samples the IF PCM/FM signal and the demodulations will be implemented with digital methods. Computer simulation results reflects the presented scheme works well.

Key words: Digital PCM/FM receiver, IF directly sample, DDC, FM demodulation, PCM demodulation

1 Preface

PCM/FM is a widely used telemetry system, a typical s-band PCM/FM telemetry system is shown in fig.1. In the transmitter, binary NRZ (non return zero) coded data are first pre-filtered to limit its bandwidth and then frequency modulate the carrier and transmit. In the receiver, the signal received by the antenna is filtered and amplified by two mixing stages and down converted to a low intermediate frequency and demodulated with a frequency discriminator, the output of the discriminator feed to a code synchronizer to regenerate the original PCM data and clock.

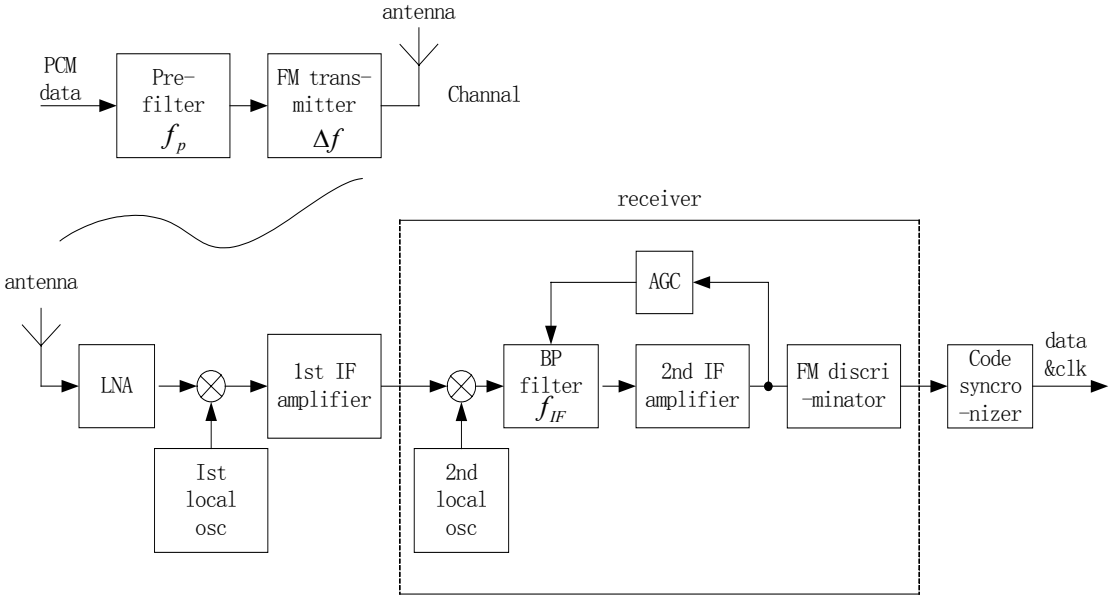


Fig.1 Block diagram of a typical s-band PCM/FM telemetry system

However, Several parameters are key for the PCM/FM system, the bandwidth of the pre-filter, maximum modulate frequency deviation, and IF bandwidth, they are evaluated with Eq.1~3. Where f_{pre}, f_{IF}, Δf, R_b represents respectively the bandwidth of pre-filter, IF bandwidth and maximum modulate frequency deviation and symbol rate.

$$f_p = R_b \qquad (1)$$

$$f_{IF} = 4R_b \qquad (2)$$

$$\Delta f = 0.7R_b \qquad (3)$$

With the quick developments of ADCs as well as VLSI technologies nowadays, it becomes increasingly attractive to design IF digital receivers, which are less expensive, more accurate, and flexible while easier to be manufactured compared with traditional analog counterparts. For that reason, we present a scheme of digital PCM/FM receiver which directly samples the 2nd IF PCM/FM signal and all demodulations will be implemented with all digital methods, which is plotted in fig.2.

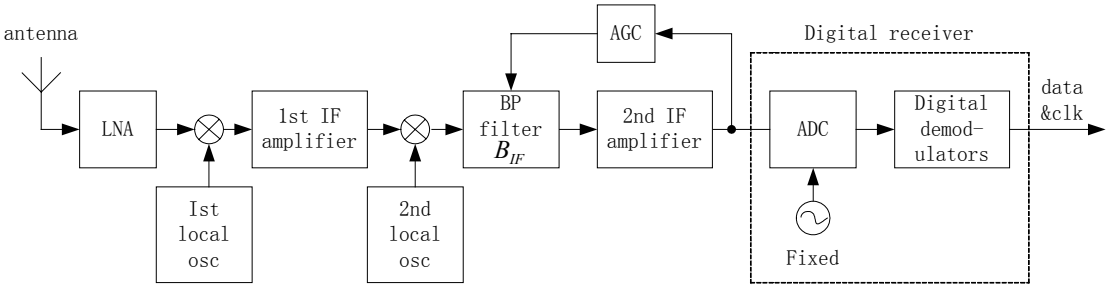


Fig.2 Block diagram of digital PCM/FM telemetry receiver

2 Design of PCM/FM digital receiver

A Matlab simulation model is founded to help us design and simulate PCM/FM digital receiver for Matlab is a popular and effective tool to design DSP systems nowadays, as can be seen in fig.3.

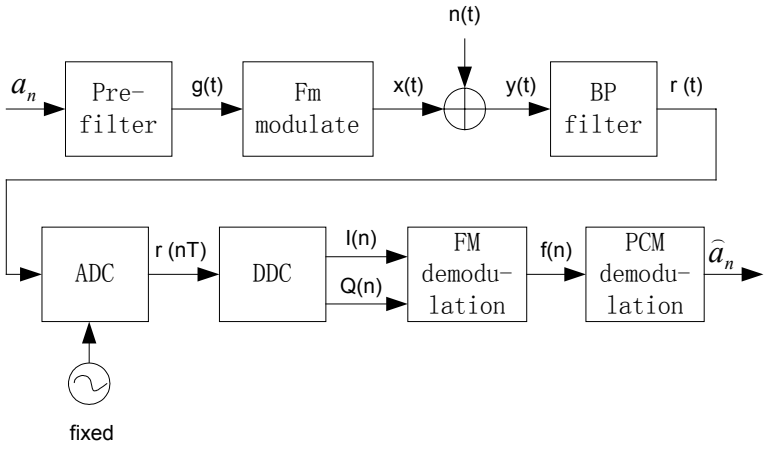


Fig.3 Simulation model for digital PCM/FM receiver

In the simulation model, PCM data a_n are bipolar NRZ codes whose rate is supposed to be 2Mbps. The carrier of PCM/FM is 10MHz, and the peak modulate frequency deviation is 700KHz. PCM data are pre-filtered to be g(t) and further frequency modulates the carrier and forms PCM/FM signal x(t), it is added by a gauss white noise signal n(t) which simulates the channel noises, the sum of y(t) is bandpass filtered to suppress noises and then feeds to ADC. r(t) is sampled by the ADC at fixed rate of 64Msps and becomes discrete r(nT), the DDC module (digital down conversion) translates r(nT) from IF to baseband and forms two quadrature components of I (n) and Q (n), they are filtered and decimated to great reduce the data rate and feeds into the FM

demodulator, where the instantaneous phase and frequency are estimated. The FM demodulated signal f (n) inputs to the PCM demodulator to do timing error extraction and correction as well as decisions, at last regenerated codes of $\hat{a}_n$ are obtained.

2.1 Pre-filtering

In the simulation model, the signal pre-filtered signal g(t) can be expressed in Eq.4,

$$g(t) = \sum_{n}^{\infty} a_n h_I(t - nT) \qquad (4)$$

where $a_n = \pm 1$, and T is the symbol duration, $h_I(t)$ is the pulse response of the pre-filter, it is a RRC filter whose roll off coefficient is 0.5, fig.4 plots a_n and g(t).

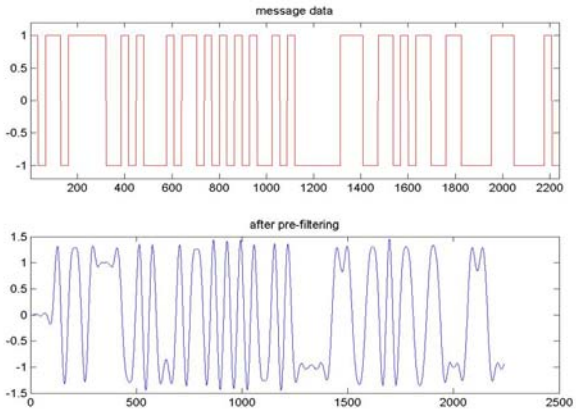


Fig.4 message data and signal pre-filtered

2.2 Frequency modulate

g (t) frequency modulates the 10 MHz carrier, the instantaneous frequency f (t) and phase Φ (t) are expressed in Eq. 5~6, where k_f is the peak modulate frequency deviation of700KHz. In Eq.7 , x (t) is the modulated PCM/FM signal, and Φ_0 is the original phase of the carrier. x (t) is added with a gauss noise of n(t) whose mean is 0 and variation is 0.01. The summed y (t) is bandpass filtered by a BP filter and r(t) is obtained which also feeds to the ADC.

$$f(t) = f_0 + k_f \cdot g(t) \qquad (5)$$

$$\phi(t) = 2\pi \int_{-\infty}^{t} f(t)dt = 2\pi f_0 t + 2\pi k_f \cdot \int_{-\infty}^{t} g(t)dt \qquad (6)$$

$$x(t) = A\cos(\phi(t) + \phi_0) \qquad (7)$$

$$y(t) = x(t) + n(t) \qquad (8)$$

$$r(t) = y(t) * h_{BP} = [x(t) + n(t)] * h_{BP} = x'(t) + n'(t) \qquad (9)$$

In equation (9) h_{BP} is the pulse response of the BP filter, and the denotation '*' represents the operation of convolution. The FIR typed BP filter is centered at 10MHz, with passband of 4MHz selected according to Eq.2. y (t) and its spectrum are figured in Fig.5 (a) while fig.5 (b) plots r (t) and its spectrum.

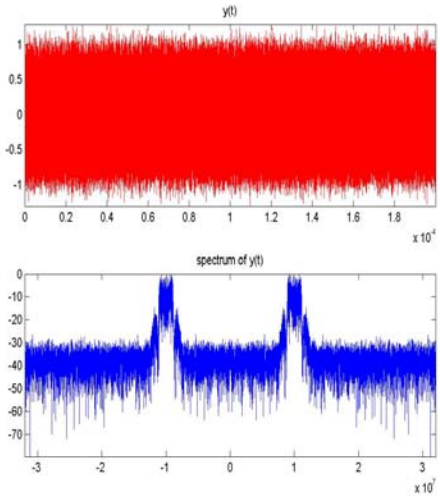


Fig.5 (a) y (t) and its spectrum

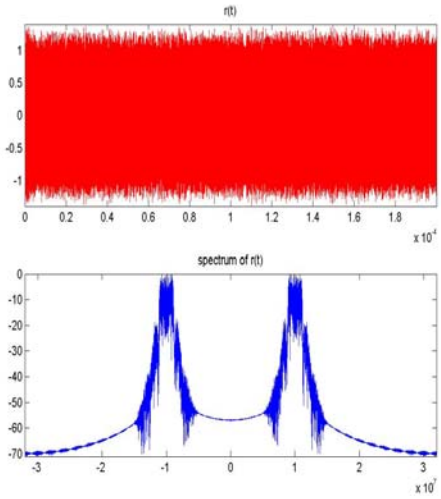


Fig.5 (b) r (t) and its spectrum

2.3 ADC

It is important to select sample rate of ADC for it greatly determines the performance of the digital receiver. The relationship between SNR and sample rate as well as resolutions of ADC is generalized in Eq.10, where f_s is the sample rate, f_a is the bandwidth of the signal and N is the resolutions. From the equation, it can be seen that there would be 3dB gain increased for SNR every doubles the sample rate which indicates the sample rate should be selected as large as possible, whereas large sample rate would cause big burden for computation and make the digital receiver difficult to be implemented in real time, so there should be a tradeoff when selecting the sample rate. Besides, the sample rate also should be selected as multiple of symbol rate because it would be convenient to perform decimation and code synchronization. In our model, the ADC samples r (t) at fixed 64Msps.

$$SNR = 6.02N + 1.76dB + 10\log 10(f_s / 2f_a) \quad (10)$$

2.4 DDC

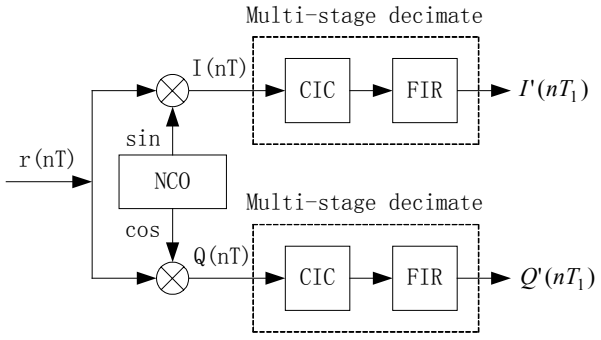


Fig.6 Structure of DDC

The structure of DDC is plotted in fig.6, there are three signal processing stages included: a Frequency Translator, a cascaded integrate comb (CIC) and a shaping FIR filter. Frequency translation is accomplished with a complex Numerically Controlled Oscillator (NCO) operates at sample rate, which outputs two quadrature local carrier and translates r(nT) from a IF to baseband and separates it into in-phase and quadrature components as I (nT) and Q (nT) , the procedure can

be depicted in Eq.11~13, where f_0 is the local oscillator frequency and supposes to be same with the carrier. I (nT), Q (nT) and their complex spectrum are figured in fig.7.

$$r(nT)\cdot e^{-j2\pi f_0 nT} = r(nT)\cos(2\pi f_0 nT) - j\cdot r(nT)\sin(2\pi f_0 nT) = I(nT) + jQ(nT) \quad (11)$$

$$I(nT) = r(nT)\cos(2\pi f_0 nT) \quad (12)$$

$$Q(nT) = -r(nT)\sin(2\pi f_0 nT) \quad (13)$$

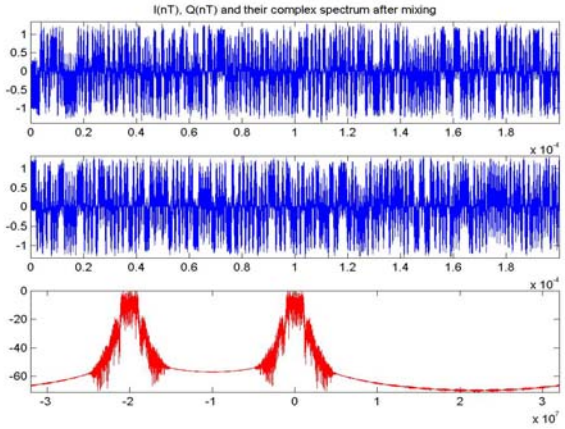


Fig.7 I (nT), Q (nT) and their complex spectrum

because the data rate of both I (nT) and Q (nT) are relatively high compared with their bandwidth, therefor it is necessary to further reduce the data rate to an extent that succeeded Dsp units could handle in real time. Herein that is implemented with a multistage filtering structure consisting of a CIC and a FIR filter. The CIC filter is put at the first stage, and constructed with two cascaded fourth order CIC filters, it reduces data rate of I (nT) and Q (nT) from 64Msps to 16Msps with a decimate factor of 4.

The FIR filter is put at the second stage and it has two functions, one is to counter the passband droop generated by the CIC filter and the other is to shape the required frequency response, the passband is from 0 to 1.5MHz and the stopband is from 2MHz to 8MHz with rejection of –60dB. It further decimates two times of outputs of the CIC filter, so the output rate of I' (nT_1) and Q' (nT_1) is 8Msps, T_1 is the sample period of 8Msps. fig 8 plots the impulse and frequency responses of these two filters respectively. I' (nT_1) and Q' (nT_1) and their complex spectrum is plotted in fig.9.

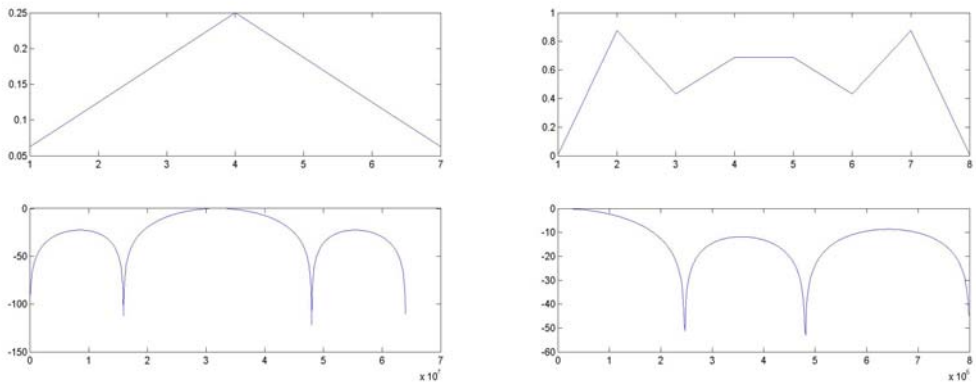


Fig.8 The impulse and frequency response of the CIC and FIR filter

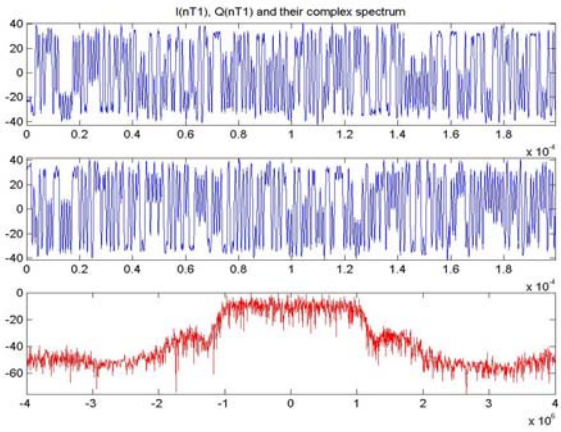


Fig.9 I '(nT_1), Q' (nT_1) and their complex spectrum

2.5 FM demodulation

FM demodulation can be implemented by $\tan^{-1}$ operation. The phase of I'(n) and Q'(n) can be computed as Eq. 14,

$$\phi'(n) = \tan^{-1}\left[\frac{Q'(n)}{I'(n)}\right] \qquad (14)$$

The instantaneous frequency f '(n) can be obtained by differentially detection of ϕ'(n), that is,

$$f'(n) = \frac{\phi'(nT) - \phi'[(n-1)T_1]}{2\pi \cdot k_f \cdot T_1} = \frac{\tan^{-1}\left[\frac{Q'(n)}{I'(n)}\right] - \tan^{-1}\left[\frac{Q'(n-1)}{I'(n-1)}\right]}{2\pi \cdot k_f \cdot T_1} \qquad (15)$$

A high effective algorithm of CODRDIC (coordinate rotation digital computer) can be used to perform computation of Eq.14 and 15, which convert between polar and Cartesian coordinates using shift, add, and subtract operations only. f'(n) and its spectrum are illustrated in fig.10

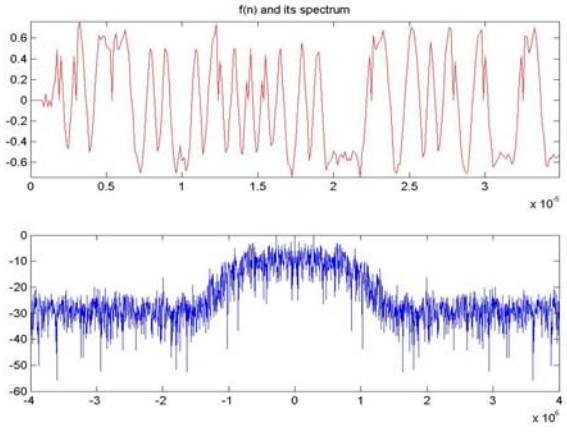


Fig.10 f'(n) and its sprectrum

2.6 PCM demodulation

Two main functions are included in the PCM demodulation part, the first is to extract timing error from the FM demodulated data f'(n) and establish bit synchronization, the other is to interpolate f'(n) to obtain the sample values at strobe points to make decisions for the original

message data. The scheme of PCM demodulation is shown in fig.10, which has a reference of Gardner's model [3].

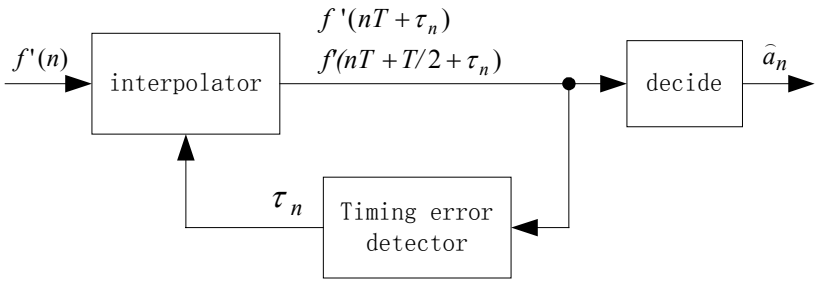


Fig.11 Scheme of PCM demodulation

The data rate of f'(n) is 8Msps, therefore there would be four sample points in each symbol and they perform cubic spline interpolation to get values on the two instants $nT_1+\tau_n$ and $nT_1+T_1/2+\tau_n$, namely $f'(nT_1+\tau_n)$ and $f'(nT_1+T_1/2+\tau_n)$, the former is the strobe value and is used to make decisions, the latter is the value on the middle way of each symbol. τ_n is the timing error for the nth step and is measured with Gardner's timing error detector, which is a recursive tracking algorithm and can be depicted in Eq.16~18, it has advantages of with little amount of computation and with fast convergence speed. r and β are the properly chosen positive step-sizes, and equals to 0.99 and 0.0001 respectively.

$$u_n = -ru_{n-1} + f'(mT_1 + \tau_n) \qquad (16)$$

$$v_n = -rv_{n-1} + f'(mT_1 + \tau_n + T_1/2) \qquad (17)$$

$$\tau_n = \tau_{n-1} + \beta\, re\{u_n v_n^*\} \qquad (18)$$

Fig.12 plots the tracking curve of timing error with a supposed channel delay of 0.15T, from which it can seen the timing error measured are correct and converges quickly. Fig.13 plots the pre-filtered signal g(t) and interpolated signal of f'(n), from which it can be seen the results of demodulation is better. However, detailed BER performance needs to be carefully analyzed in the future.

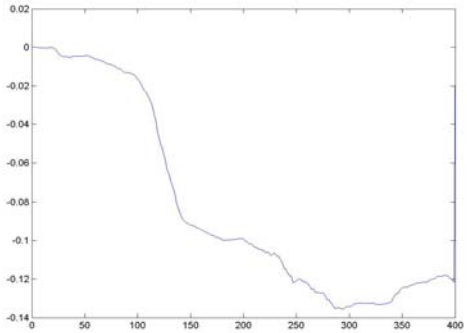


Fig.12 Tracking curve of timing error

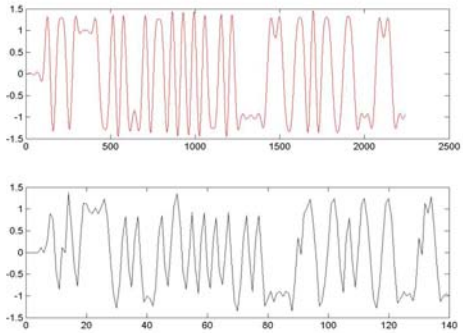


Fig.13 g (t) and the interpolated results

3 Conclusion

In this paper, a Matlab model of digital PCM/FM receiver is established and discussed in detail including ADC, DDC, FM demodulation as well as PCM demodulation, simulation results reflects the presented scheme work well, however, detailed BER performance needs to be carefully analyzed in the future.

References

1. Gardner FM. A BPSK/QPSK timing error detector for sampled receivers[J]. IEEE Trans on Comm, 1986,34(5)
2. Gardner F M. Interpolation in digital Modems—Part Ⅰ:Fundamentals. IEEE Trans Comm, 1993,41(3)
3. Erup L, Garder F M. Interpolation in digital Modems—Part Ⅱ:Implementation and Performance. IEEE Trans Comm, 1993,41(6)
4. Ascheid G, Odear M, An All Digital Receiver Architecture for Bandwidth Efficient Transmission at High Data Rates. IEEE Trans Comm, 1989,37(8)
5. Robert H. Walden Performance trends for Analog-to-Digital Converters. IEEE Comm Magazine, 1999.2
6. David B. Chester. Digital IF Technology for 3G Systems: An Introduction. IEEE Comm Magazine, 1999.2..
7. Frank Carden. Telemetry System Design. A retch House Inc. 1995

GROUND STATION

SPACELINK EVOLUTIVE MULTI-PURPOSE

Introduction

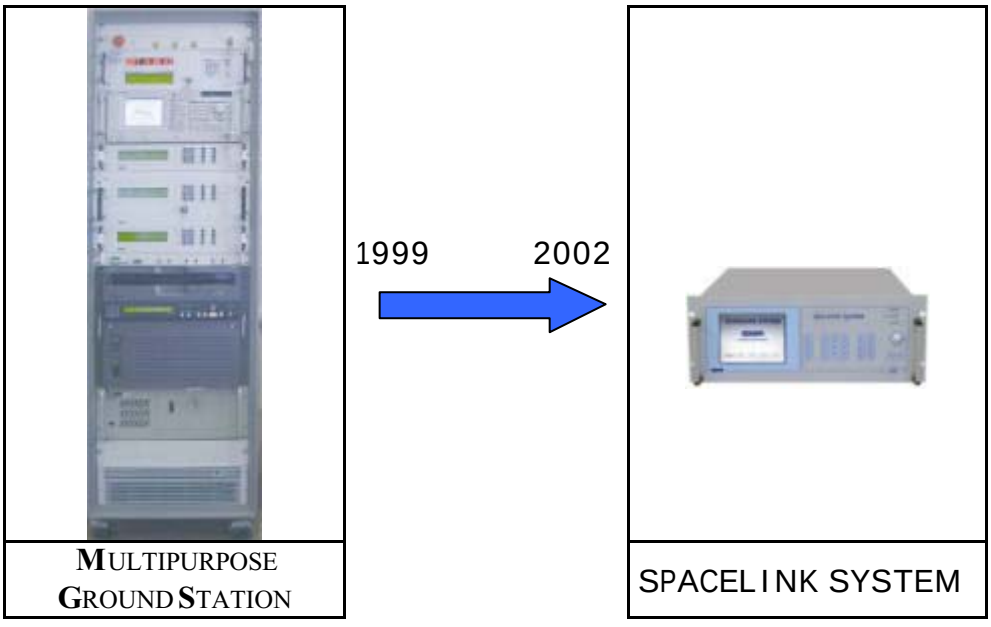
Since two years, System Midi-Pyrénées concentrates all their acknowledges to develop a new concept for ground stations:

- Low cost ground station with high sub-system integration
- Multimission Modem to be compliant with all satellites and telemetry system
  Remote sensing, TTC, Ranging, Flight test …

Today, this goal is reached with Spacelink System.

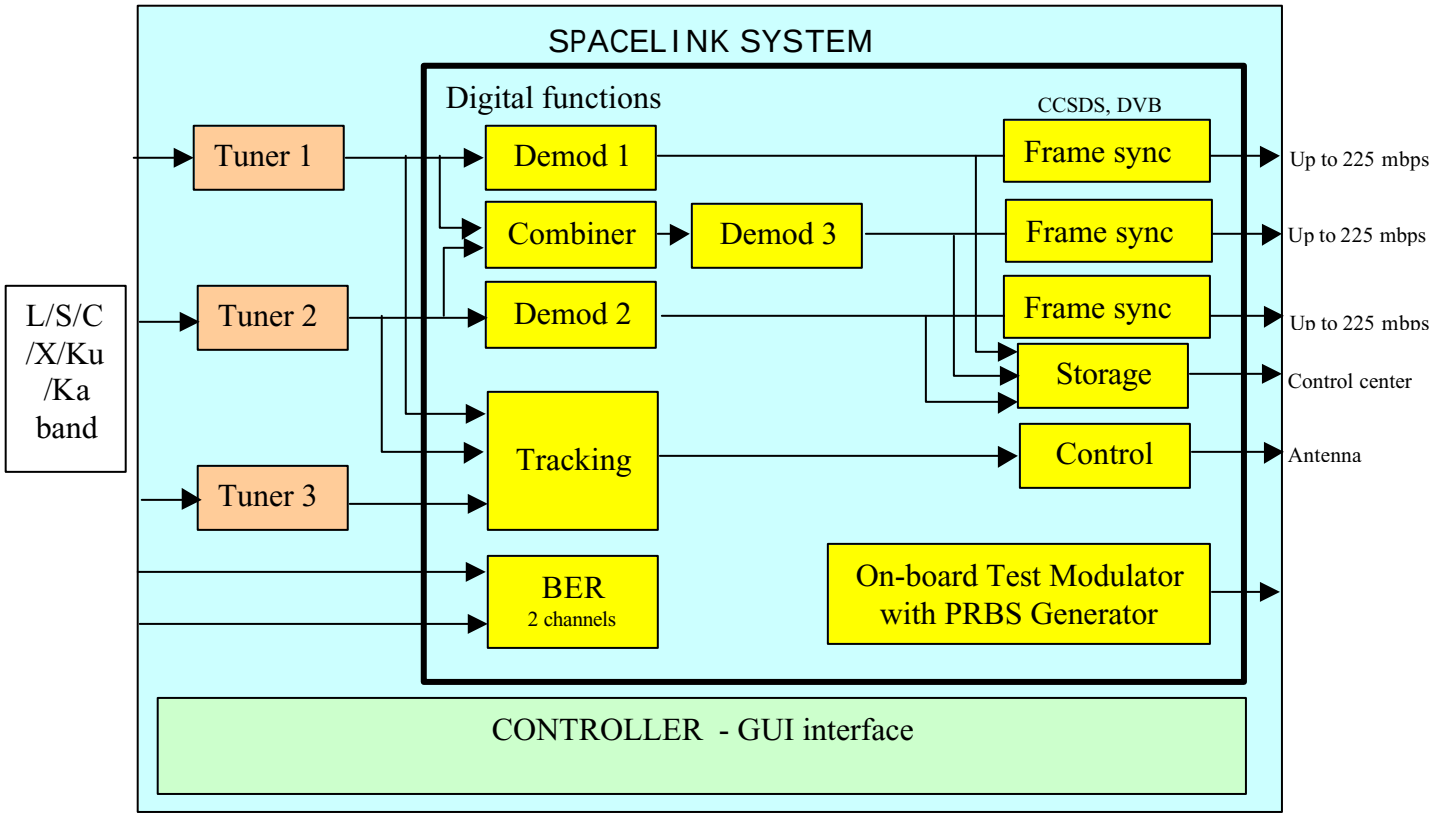
On one side, we have integrate a full-ground station in a 4 Unit equipment.
On the other hand, this micro-station has a multi-purpose design

SPACELINK SYSTEM = from 1 kbps to 450Mbps data rate



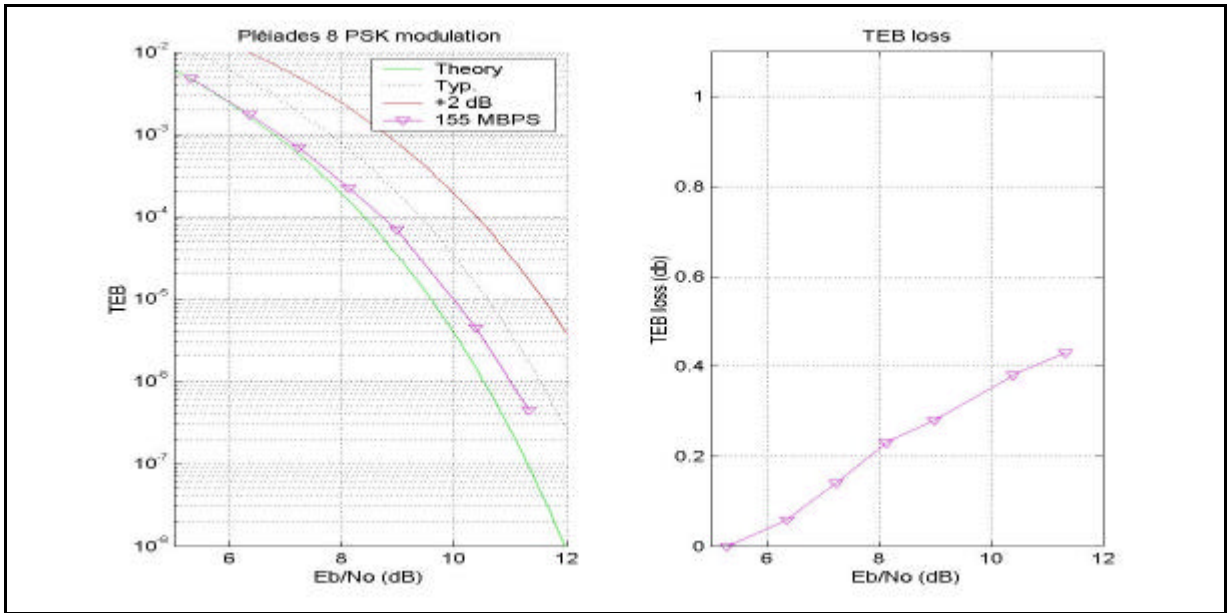
SPACELINK SYSTEM – High Data Rate Multimission Modem

Based on mastering the last digital technologies, Spacelink mixes high performance and flexibility. Indeed, PC architecture (with Windows or Linux embedded system) ensure a easy-to-use displays. But, before going further, let's make a break by analyzing the functional diagram:

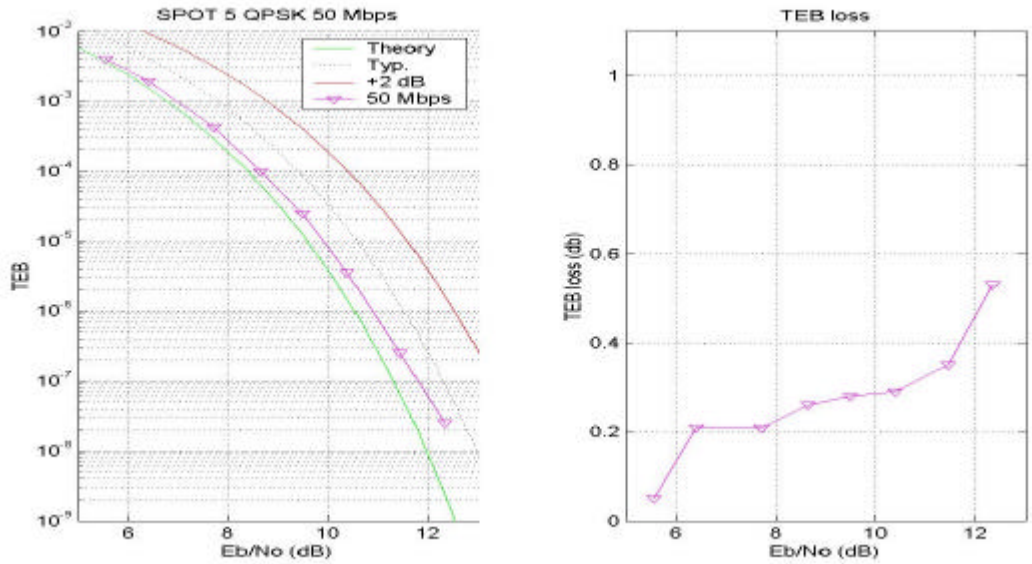


To reach the best performances, we choose the last component generation and the results are excellent since the degradation is ***less than 0,5 dB over the full range : 20 –450 Mbps***.

Results



Pleiades constellation
(8-PSK modulation – 155 Mbps)



SPOT 5
(QPSK modulation – 50 Mbps)

These results can be optimized by customers !!!. Indeed , users can programs their own filters for a better adaptation with on-board modulator.
That means SPACELINK SYSTEM can be compliant with all satellites as it accepts:

- ***synchronous*** modulations : QPSK / BPSK/ 8 PSK / SQPSK
- ***asynchronous*** modulations : AQPSK / UQPSK



Users have to focus on the fact that SPACELINK SYSTEM accept suitable configurations.
Your SPACELINK SYSTEM is fully configurable to reach your needs such as :

- **LOW DATA RATE MULTIMISSION MODEM** : 1 kbps to 20 Mbps
  Low bit rate telemetry receiver with acquisition capabilities
- **HIGH DATA RATE MULTIMISSION MODEM** : 10 Mbps to 450 Mbps
- 3-CHANNELS **TRACKING SYSTEM**
  With RF down-converter (from L to Ka band)
- **RECORDING UNIT** : UP TO 150 GO
- **TTC/ RANGING** and test configurations
- **REMOTE SENSING / TELEMETRY / TELECOM COMPLETE GROUND STATION**

Test capabilities

On-board testing (PRBS data, BER measurement …) is also available. System Midi Pyrénées provides others equipment to improve the simulation of downlink telemetry with the CPE.
The CPE (Channel Propagation Emulator) synthesizes the principal phenomena of propagation occurring on RF signal links between earth and space. Developed by the R&D laboratory under CNES license, the CPE demonstrates the know-how of SMP in the field of high-speed data processing.

The CPE applies a transfer function on a ***125 MHz wideband*** channel. It can simulate the following disturbances:

- Phase continuous variable delay up to 167 ms,
- Time jitter,
- Frequency Doppler shift,
- Level attenuation over 2 outputs to simulate 2 polarization channels,
- Broadband AWGN noise generator : S/N or absolute level calibrated.

Typical applications for the ECP include :

- Earth terminal testing,
- Satellite payload testing,
- Satellite system integration test bench,
- Wideband spectrum checking.

Easy to Use, Graphical display and Monitoring Capabilities

SMP built a powerful user interface with intuitive displays that allows easy manipulation, control, setup and display of the system in real time. Upon initialization of the Spacelink System, a windows style GUI pops up that allows complete control, setup and manipulation of the demodulator receiver. Easy to use pop-up windows allow user to select default parameters and add custom parameters for specific mission. A sample screen shot of the interface shows how status on each data source is selected and controlled. Details on the operation of the interface can be read in our guide “GUI Interface User Guide” that is available on-line at our web site **www.smpfrance.com**.

Conclusion

Today various communication sectors such as deep space, satellite and mobile are converging. This requires to develop a common platform to reduce cost and increase flexibility. This configuration provides a very powerful communication processing system with high flexibility.
This platform is now available and is fully-functional in stations. You can see a demonstration at our stand SMP – Systems Midi – Pyrénées.

NOUVEAUX CONCEPTS POUR LA REALISATION DE STATIONS DE RECEPTION TELEMESURE HAUT DEBIT
NEW CONCEPTS FOR HIGH FLOW TELEMETRY RECEPTION STATION

D. BUTIN, J.P. GAETCHTER
IN-SNEC

Abstract

La stratégie d'IN-SNEC est de proposer des stations de réception compactes, de coût réduit et d'utilisation simple.
Ce but a été atteint par une intégration poussée du système et par des actions de R&T, soutenues par le CNES, et concernant :

- **un amplificateur cryogénique (LNA cryo) permettant d'améliorer le G/T**
- **une tourelle hexapode pilotée par éphémérides avec superposition d'un conical scanning donnant une excellente précision de pointage**

Ces deux éléments permettent de supprimer l'écartométrie et d'optimiser l'aérien contribuant à la compacité et la réduction du coût d'une station.

IN-SNEC est aujourd'hui un équipementier de taille suffisante (70 M€ de CA) pour proposer sur le marché des stations sol ou embarquées de réception images et de TM/TC.

IN-SNEC a développé une stratégie pour être très compétitive sur le marché. Cette stratégie repose sur une intégration poussée du système et sur des choix techniques innovants permettant d'aboutir à :

- o des stations compactes et optimisées, facteurs de réduction des coûts,
- o des stations performantes et d'utilisation commode simplifiant l'exploitation,
- o des stations télécommandables et télégérables en utilisant des liaisons universelles (Internet)

Cette stratégie, qui trouve un aboutissement aujourd'hui, s'est déroulée sur plusieurs années et a nécessité des efforts en parallèle sur l'intégration numérique des moyens de réception tant RF que de traitement, sur la réduction significative de la température de bruit du LNA en fonctionnement cryogénique et par le développement d'une tourelle hexapode.

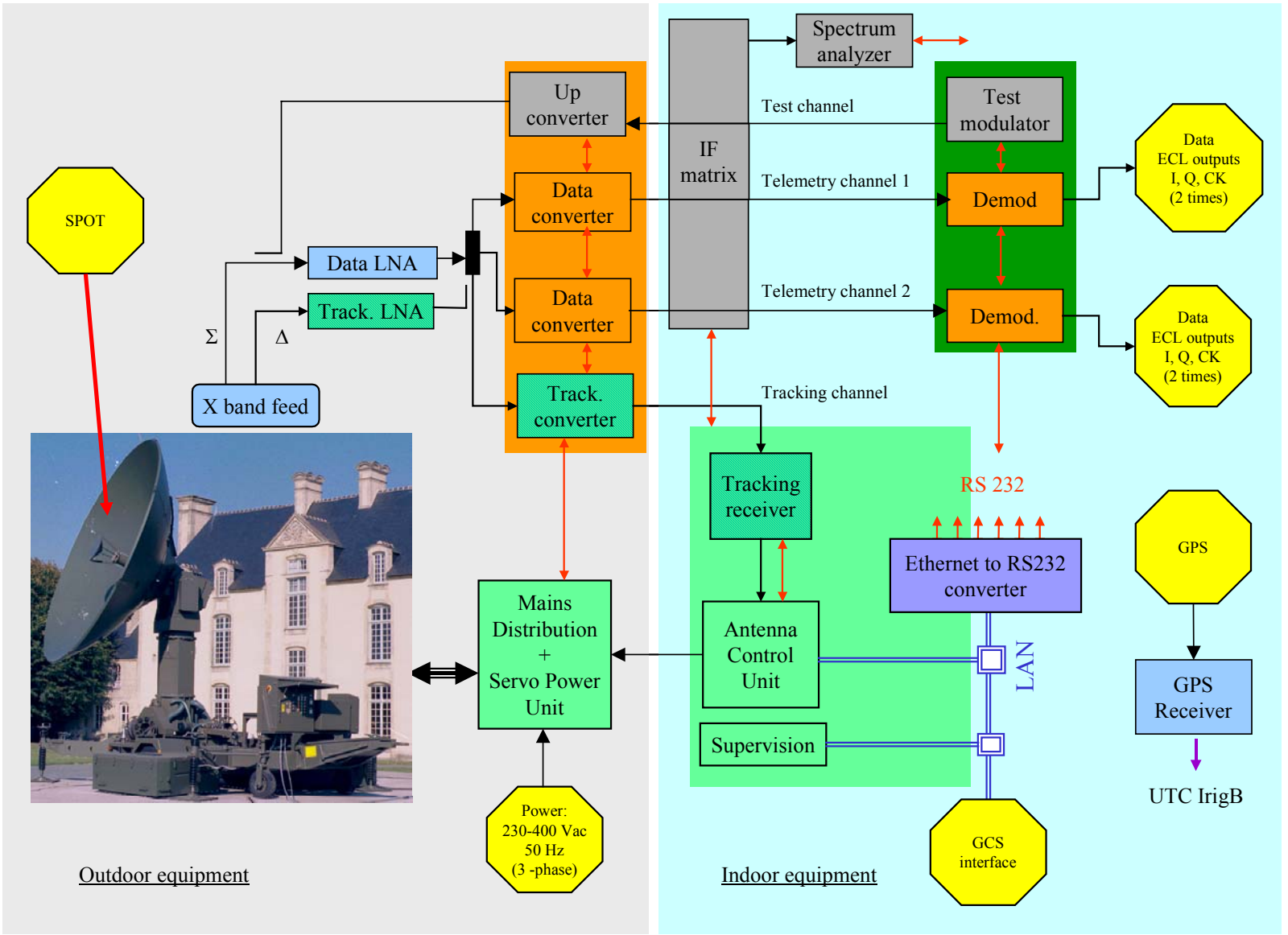
De ce fait, IN-SNEC possède toutes les compétences en interne pour réaliser une station de réception complète au sol ou embarquée.

La mise en œuvre de cette stratégie est explicitée dans ce qui suit.

INTEGRATION SYSTEME

Cette intégration s'est faite par étapes successives mais avec un objectif clair : intégrer la plupart des éléments dans un seul tiroir et traiter le signal numériquement le plus tôt possible.

La situation de départ qui correspond à l'architecture d'une station classique est schématisée ci-après :


SPOT
X band feed
Σ
Δ
Data LNA
Track. LNA
Up converter
Data converter
Data converter
Track. converter
IF matrix
Spectrum analyzer
Test channel
Telemetry channel 1
Telemetry channel 2
Tracking channel
Test modulator
Demod
Demod.
Data ECL outputs I, Q, CK (2 times)
Data ECL outputs I, Q, CK (2 times)
Tracking receiver
RS 232
Ethernet to RS232 converter
GPS
Antenna Control Unit
LAN
Supervision
GPS Receiver
UTC IrigB
Mains Distribution + Servo Power Unit
Power: 230-400 Vac 50 Hz (3 -phase)
GCS interface
Outdoor equipment
Indoor equipment

1ère étape : Développement de l'ACU/DTR

Les fonctions contrôle d'antenne (ACU) et écartomètre (DTR) numériques sont réunies dans un seul tiroir avec d'excellentes performances.

Ce tiroir constitue un premier produit générique, entièrement télégérable avec une Interface « Homme –Machine » (IHM) déportable.

2ème étape : Développement du démodulateur numérique (HDR)

Le démodulateur effectue le traitement numérique à l'aide d'un FPGA suffisamment dimensionné et reconfigurable pour traiter différentes modulations et codages (par exemple : OQPSK, 8-PSK, 16QAM, treillis, turbocodes..).

Cette démodulation tout numérique va jusqu'à 200 Mb/s et à mi 2003 atteindra 400 Mb/s en QPSK.

Le démodulateur ne nécessite aucun réglage, possède un modulateur de test intégré ; il est entièrement télégérable avec un IHM déportable. Ses performances sont uniques (exemple : 0.3dB de dégradation technologique à 10-6 pour un débit de 50Mb/s, soit un gain équivalent à 0,6 dB en G/T).

3ème étape : intégration de la famille CORTEX

L'ACU/DTR et le HDR sont des équipements de la famille CORTEX.

Cette famille correspond à une électronique compacte résidant principalement dans un environnement PC/Windows NT$^{\theta}$.

Le traitement du signal et l'IHM sont dans des applications séparées connectées par TCP/IP. Les protocoles de télégestion sont harmonisés et routables ce qui supprime le besoin d'organe de télégestion dédié.

LNA CRYOGENIQUE

Le développement du LNA cryogénique, débuté en 2000, est soutenu par des contrats R&T du CNES.

L'étude de l'amplificateur cryogénique en bande X est guidée par le souhait d'amélioration du G/T des antennes de réception de satellites défilants. La recherche de G/T performants est motivée :

- à G/T constant: par la diminution du diamètre d'antenne qui entraîne naturellement des asservissements et positionneurs plus réduits, et donc moins coûteux et permet la transportabilité de la station. La largeur du lobe d'antenne augmente et avec les précisions actuelles des éphémérides des satellites, la voie écartométrie peut être supprimée.
- à diamètre d'antenne constant: par la récupération des données à site plus bas et donc par la même occasion, une visibilité opérationnelle plus longue du satellite

défilant.

Le cahier des charges d'étude de l'amplificateur précisait les principales caractéristiques qui se résument de la manière suivante :

- Bande de fréquence : Bande X,(8.025-8.420GHz),
- Température de bruit : < 25K,
- Gain : > 45 dB+/- 2 dB
- R.O.S < 1.3
- Ondulation : < 1.5 dB,
- Environnement: Station sol fixe. (-20°C, +50°C)

Dans ces conditions, le gain en performances est significatif:

Pour une antenne de 6.4 mètres de diamètre, les performances accusent une amélioration de G/T de 1.75 dB à 15° de site, pour un G/T calculé de 34.4 dB.

Pour une antenne de 4,5 mètres de diamètre, les performances accusent une amélioration de G/T de 1.96 dB à 15° de site, pour un G/T calculé de 32,1 dB.

- Pour une antenne de 3,2 mètres de diamètre, les performances accusent une amélioration de G/T de 1.96 dB à 15° de site, pour un G/T calculé de 29,17 dB.
- Avec le circuit hybride refroidi, l'évaluation de la chaîne d'amplification (Gain et température de bruit) est calculée en prenant en compte la contribution de l'isolateur d'entrée, des transitions et des circuits d'adaptation d'entrée, le facteur de bruit du premier transistor et la contribution des autres étages d'amplification.

Le calcul donne une température de bruit estimée de 23K, et un gain de 45 dB.

La solution repose sur l'intégration d'un amplificateur hyperfréquence placé au centre d'un cryostat. Les calculs thermiques ainsi que le dimensionnement du refroidisseur ont été confiés à la société Air Liquide. (DTA-Grenoble), L'objectif étant de maintenir le module hybride à la température aux alentours de -200°C.

La solution retenue s'est tournée vers la mise en œuvre d'un cryogénérateur dont la puissance est de 3 Watts à 20 °C et de 1.5Watts à 70°C. Une puissance d'entrée de 120Watts sous 28 VDC est alors nécessaire.

Un équipement de contrôle asservit la puissance du cryogénérateur et stabilise la température du module refroidi à la température de consigne. Les informations de contrôle et de puissance instantanée sont disponibles sur un port RS 232.

Des mesures de température de bruit ont été effectuées sur l'ensemble complet et indique des valeurs de l'ordre de 24K. Cette valeur étant essentiellement liée à la température maintenue par le cryogénérateur. Par principe, elle est indépendante de la température du milieu (- 20°C à +50°C).

Non refroidi, l'amplificateur à une température de bruit de l'ordre de 70K, et il faut moins de 30' de fonctionnement du cryogénérateur pour que ledit amplificateur atteigne ses réelles performances.

Le calcul de fiabilité a été effectué selon la norme HDBK 217 E. Il est dimensionné par le MTBF de 15000heures du cryogénérateur.

L’aide à la maintenance s’effectue sur un PC via un convertisseur DC/AC . Des informations importantes permettent une aide aisée à la maintenance :

- Information de puissance,
- Durée de fonctionnement,
- Limitation de puissance,
- Contrôle de la température.

Un vieillissement (1000h à 20°C avec des marches/arrêts hebdomadaires) de la pompe cryogénique a montré un bon comportement de l'ensemble cryogénique.

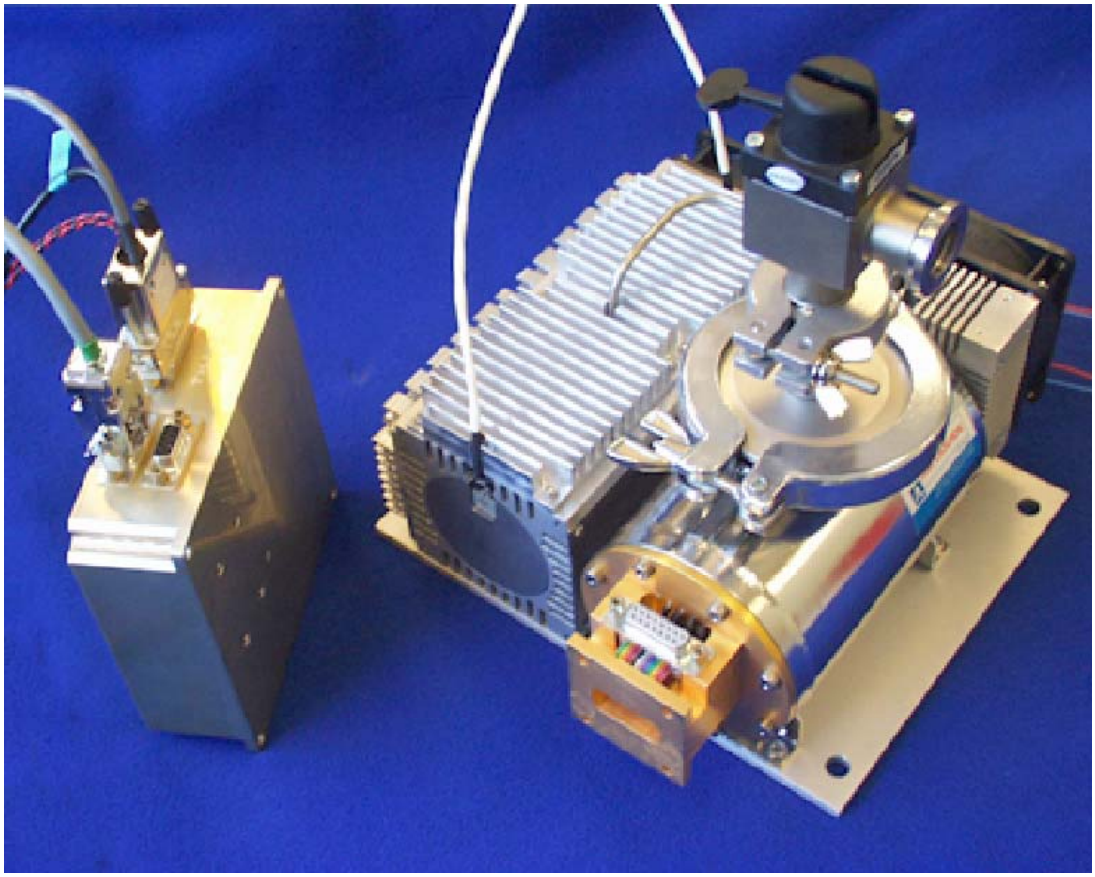
Un critère non négligeable de l’étude, notamment en terme de coût, a été de prendre en considération les possibilités de pouvoir utiliser un maximum d’éléments spécifiques comme le cryostat, la pompe, les coaxiaux, le boîtier microélectronique pour d’autres applications.

En effet, par modification de la transition d’entrée, des adaptations à des amplificateurs en bande C, Ku et Ka peuvent être aisément envisagées.

La présente étude a montré les possibilités d'atteindre les performances souhaitées sur les critères de spécifications électriques, dimensionnelles et de fiabilité.

Toutefois, des difficultés technologiques, inhérentes à ce type d’étude, n’ont pas toujours permis une bonne reproductibilité et nécessitent un complément aux solutions techniques mises en œuvre.

Vue de l'amplificateur cryogénique



TOURELLE HEXAPODE

La tourelle hexapode n'a pas en général vocation à viser dans toutes les directions du demi-espace,ce qui correspond au besoin antenne, mais plutôt à positionner et mouvoir en translation comme en rotation des charges embarquées telles que cabine de simulation, outils tournants, éléments d'assemblage etc.

IN-SNEC possède un procédé de commande breveté qui permet les grands débattements sans rencontrer de points singuliers alors que la structure mécanique en possède beaucoup.

Cette commande permet d'exploiter les possibilités de l'hexapode en conservant une très bonne rigidité tant pour les applications sol que pour les applications embarquées en intégrant une centrale inertielle.

Caractéristiques générales:

La tourelle hexapode est une architecture robotique de type "parallèle" à 6 degrés de liberté.

Il est constitué de 6 vérins électro-mécaniques asservis, assurant la liaison entre l'embase fixe et la structure "plateau" portant l'antenne.

Les vérins sont reliés à ces 2 structures par des liaisons de type "cardan", assurant les débattements nécessaires au fonctionnement.

Les avantages caractéristiques de l'hexapode, justifiant ce choix technologique, sont les suivants :

- Grande rigidité par rapport au poids, due à la triangulation de la structure.
- Pas de point nodal dans le principe de pointage, comme il en existe avec des positionneurs à 2 axes de type azimut-élévation, ou de type XY. Ceci permet de garantir la poursuite sans sur-dimensionnement des actionneurs et des asservissements lié à ces points particuliers, alors qu'habituellement ils engendrent des vitesses et accélérations ponctuellement élevées.
- Pas de butées en azimut, possibilité de rotation continue, sans torsion des câbles reliés à la partie supérieure.
- Minimisation des pièces de structure, des organes de guidage : la structure est principalement constituée par les vérins, eux-mêmes minimisant le nombre de composants élémentaires. Cette simplicité est favorable à la maîtrise de la fiabilité et à la réduction des coûts.
- Accessibilité du dimensionnement mécanique : la structure triangulée isostatique permet un dimensionnement relativement facile et précis des éléments, et se prête aux études exhaustives d'un nombre important de configurations de visée et de cas de charges (possibilité d'effectuer des calculs de dimensionnement de structure automatisés et paramétrés)
- Maîtrise de la précision géométrique à partir de la maîtrise de longueurs : les problèmes de perpendicularité et nutation d'axes, ainsi que de précision de mesure en rotation sont inexistants. Le problème est ramené d'une part à l'identification de longueurs de structure facilement accessibles en usinage et métrologie, et d'autre part à l'asservissement en longueur des vérins qui est efficace et robuste (résolution, précision et rigidité). Les jeux sont faibles, identifiables et ont peu d'influence sur l'asservissement et la précision de pointage.

- Masse et encombrement de la tourelle réduits permettant l'intégration dans des zones difficiles d'accès
- Calage simple, sans réglage particulier de l'implantation au sol
- Accessibilité autorisant une maintenance aisée, la masse des ORU étant faible

Loi de commande

Les particularités de cette structure, à prendre en compte,sont :

- sur-abondance des degrés de liberté,
- existence de positions de rigidité nulle,
- domaine d'évolution cinématique surabondant..

La loi de commande spécifique permet de gérer la sur-abondance de degrés de liberté, en déterminant une position unique liée à une direction de visée.

Elle permet d'évoluer à l'écart des positions de rigidité nulle et de rester ainsi dans le domaine où la rigidité est importante.

Des éléments de sécurité et de redondance permettent d'assurer le fonctionnement en conformité avec cette loi de commande.

Spécifications génériques

- Elévation minimale atteignable: 0 à -5° , quel que soit l'azimut. Domaine d'évolution pratique limité par la loi de commande en fonction des gabarits souhaités.
- Vitesse angulaire maximale du vecteur de visée : de 3 à 35°/s selon l'application , quelle que soit la direction.
- Accélération maximale : $70°/s^2$ (limitée par la loi de commande).
- Fréquence propre minimale de la structure élevée : de 15 Hz (visée en dessous de 10°) à 40 Hz selon l'élévation et les applications (avec inertie de la charge prise en compte)
- Cette propriété autorise une meilleure bande passante que les tourelles classiques et l'utilisation d'une poursuite automatique par scrutation du CAG superposée aux éphémérides (conical scan)
- Masse estimée (embase, vérins, plateau): 1000 kg pour une antenne de diamètre 5 mètres.
- Précision de visée globale antenne : valeur RMS au vent de 25 m/s toutes positions (13 000 cas de calcul) : meilleure que 0,02° (à titre indicatif : pour le cas à site 0° et pour l'effort maximal du vent : < 0,13°).

(Ces valeurs sont données en intégrant les erreurs de la tourelle, de l'antenne, du calage, du calcul, en supposant les éphémérides parfaites)

Ci après, tableau des spécifications d'une tourelle HXP63 équipée d'une antenne 4,5 m

CARACTERISTIQUES	ANTENNE SOL Diamètre 4,5 m	ANTENNE EMBARQUEE Diamètre 4,5 m
Débattements angulaires : - Azimut - Elévation	Continu 0, + 180°	Continu -5°, + 185°
Vitesse angulaire vecteur de visée	5°/s	20°/s
Vent en fonctionnement nominal	< 30 m/s	< 25 m/s
Vent en survie (tous vérins rentrés)	200 Km/h	200 Km/h
Précision de pointage °RMS, vent 25 m/s Erreur globale maximale à 5° d'élévation	0,125°	0,125°
Précision de pointage °RMS, vent nul * Erreur globale maximale à 5° d'élévation	0,11°	0,11°

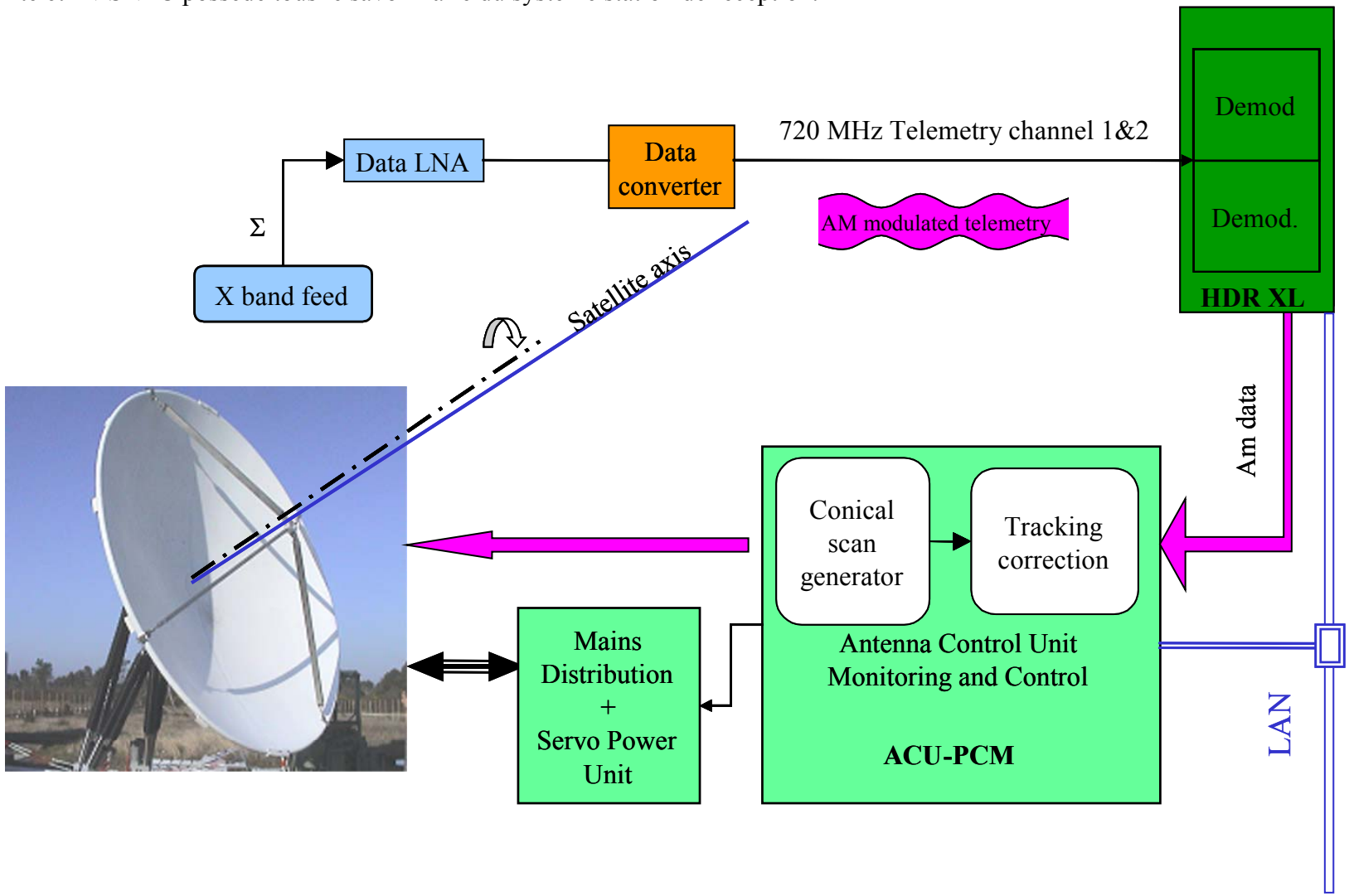
Nota : la précision de visée devient bien meilleure au-delà de 10° de site.

Photo: Tourelle HXP 63 équipée d'une antenne 4,5 m .



LA STATION COMPACTE IN-SNEC

En comparant ce schéma à celui présenté au début pour une station classique équivalente, la conclusion s'impose d'elle-même : la stratégie définie a bien été atteinte et IN-SNEC possède tous le savoir-faire du système station de réception.



CRISTAUX PHOTONIQUES ET METAMATERIAUX POUR DES APPLICATIONS AUX ANTENNES PLANES

P. SABOUROUX, S. ENOCH, G. TAYEB, N. GUERIN et P. VINCENT.
Institut Fresnel, Faculté de St. Jérôme, case 262, Av. Escadrille Normandie-Niemen, 13397 Marseille Cedex 20.

Les relations de dispersion des cristaux photoniques ou des métamatériaux peuvent êtres utilisées afin de concevoir une antenne plane directive. Le principe des structures étudiées est de créer un environnement électromagnétique idoine afin que les modes propagatifs existants dans la structure périodique aient les caractéristiques souhaitées. En d'autre termes ce sont les modes de Bloch qui vont forcer l'émission selon un mode particulier et non pas l'éventuelle présence de cavité résonnante (ou mode de défaut) comme cela a été proposé par plusieurs équipes [1,2]. Des résultats expérimentaux montrant la validité de l'approche seront reportés.

Une structure basée composée de grilles de cuivre et de mousse de permittivité 1.07 (pour des raisons mécaniques) a été réalisée et caractérisée [7]. L'antenne est excitée par un monopole disposé au centre de la structure

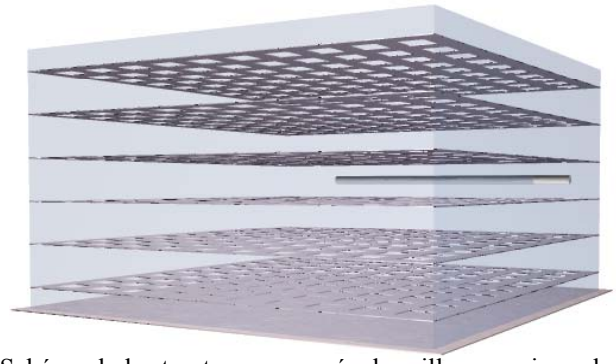
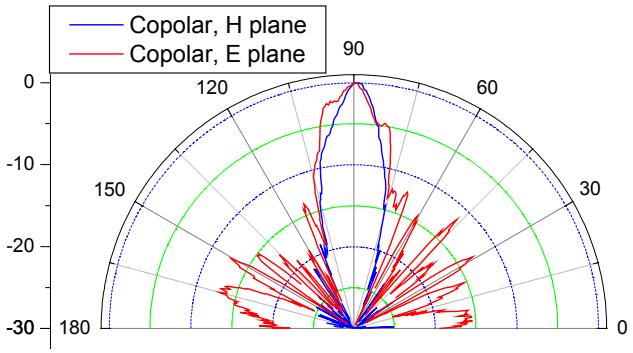


Schéma de la structure composée de grilles en cuivre, de mousse (en transparent), d'un monopole (la tige représente le câble coaxial utilisé pour son alimentation), et d'un plan de masse (plan inférieur)



Mesure des diagrammes d'émission normalisés (en dB).

Références

[1] M. THEVENOT, C. CHEYPE, A. REINEIX, AND B. JECKO, *IEEE Trans. MTT*, vol. 47, pp. 2115, 1999.
[2] B. TEMELKUAN, M. BAYINDIR, E. OZBAY, R. BISWAS, M. M. SIGALAS, G. TUTTLE, AND K. M. HO, *J. Appl. Phys.*, vol. 87,pp. 603, 2000.
[3] B. GRALAK, S. ENOCH AND G. TAYEB, *J. Op. Soc. Am. A,* vol. 17, pp. 1012, 2000.
[4] S. ENOCH, G. TAYEB AND D. MAYSTRE, *Progress In Electromagnetics Research, Special Issue on "Electromagnetic Applications of PBG Materials and Structures"*, Editors : T. Itoh and A. Priou, in press.
[5] D. FELBACQ, AND G. BOUCHITTE, Waves Random Media, vol. 7, pp. 245, 1997.
[6] J. B. PENDRY, A. J. HOLDEN, W. J. ROBBINS, AND W. J. STEWART, IEEE Trans. MTT, vol. 47, pp. 2705, 1999.
[7] S. ENOCH, G. TAYEB, P. SABOUROUX, N. GUÉRIN AND P. VINCENT, *Phys. Rev. Lett.,* vol. 89, 213902, 2002.

P. SABOUROUX, S. ENOCH, G. TAYEB, N. GUERIN et P. VINCENT.
Institut Fresnel, Faculté de St. Jérôme, case 262, Av. Escadrille Normandie-Niemen, 13397 Marseille Cedex 20
pierre.sabouroux@fresnel.fr

SESSION 7 :
ANTENNES, PROPAGATION
ANTENNAS , PROPAGATION

7.1. Travaux d'amélioration de processus de mesure et d'étalonnage d'une base de mesure d'antenne en champ proche
Improvements on measurement and calibration process on antenna near field measurement base
M.RAYMOND – EADS-LV

7.2. Mesure de champ par systeme portable
Mobile field and antenna pattern measurement
J.KORSAKISSOK, T.OLLIVIER – SILICOM

7.3. Les diagrammes de rayonnement d'antennes
Antennas radiation patterns
J.L.BAGLIERI - EUROCOPTER

7.4. Telemetry network structure for launch vehicle
M.BLONDEAU – EADS-LV

BACK

Systems, Design & Tests Directorate

Ref LY3D1 n° 2003/0239
du 12/05/2003

ETTC' 2003

European Test and Telemetry Conference

TRAVAUX D'AMELIORATION DE PROCESSUS DE MESURE ET D'ETALONNAGE D'UNE BASE DE MESURE D'ANTENNES EN CHAMPS PROCHES

IMPROVEMENTS ON MEASUREMENT AND CALIBRATION PROCESS ON ANTENNA NEAR FIELD MEASUREMENT BASE

Michel RAYMOND, J.P. KAYSER

EADS-LV
Systems, Design & Tests Directorate
Boite Postale 11 - 33165 Saint-Médard-en-Jalles
France

michel.raymond@launchers.eads.net

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

S o m m a i r e

1. INTRODUCTION 3

2. PRESENTATION DE LA BASE DE MESURE 4

3. ETALONNAGE DE LA BASE 7

3.1 PRINCIPE DE LA MESURE 7

3.2 PRESENTATION DE LA METHODE D'ETALONNAGE SPECIFIQUE 9

3.2.1 Généralités 9
3.2.2 Méthode d'étalonnage 10
3.2.3 Validation de la méthode 12

3.3 EVALUATION DES INCERTITUDES DE CALIBRATION 16

3.3.1 Présentation du cas général 16
3.3.2 Application à la méthode d'étalonnage 17

3.4 SYNTHÈSE DES RÉSULTATS CONCERNANT LA MÉTHODE DE CORRECTION 27

3.5 PRÉCISIONS CONCERNANT LE STANDARD DE CALIBRATION 27

4. DEFINITION PRATIQUE DES ANTENNES DE REFERENCE 28

4.1 GENERALITES 28

4.2 DEFINITION DE L'ANTENNE DE MISE AU POINT 1GHZ 29

4.3 DEFINITION DE L'ANTENNE DE REFERENCE BANDE P 30

4.4 DEFINITION DE L'ANTENNE DE REFERENCE BANDE L 31

5. EVALUATIONS EXPERIMENTALES DES PERFORMANCES DE LA BASE 32

5.1 ANTENNE DE REFERENCE DE MISE AU POINT A 1 GHZ 32

5.1.1 présentation du modèle de simulation 32
5.1.2 Diagrammes de rayonnement 33
5.1.2.1 Diagrammes calculés
5.1.2.2 diagrammes mesurés
5.1.2.3 Résultats

5.2 ANTENNE DE REFERENCE BANDE P 35

5.2.1 présentation du modèle de simulation 35
5.2.2 diagramme de rayonnement de l'antenne bande P 36
5.2.2.1 Repère géométrique
5.2.2.2 Résultats

5.3 ANTENNE DE REFERENCE BANDE L 40

5.3.1 présentation du modèle de simulation 40
5.3.2 diagramme de rayonnement de l'antenne bande L 41
5.3.3 Repère géométrique 41
5.3.4 Résultats 41

6. CONCLUSION 44

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

1. INTRODUCTION

Cette communication présente les principales modifications, études et validations expérimentales entreprises pour améliorer la précision des mesures de diagrammes d'antennes (ou de systèmes d'antennes embarqués sur engins) effectuées dans la base en champs proches de mesure d'antennes située sur le site d'Aquitaine de EADS-LV.

Ces travaux d'amélioration ont été réalisés en plusieurs étapes :

1 - Amélioration de la sensibilité de la chaîne de mesure (plancher de bruit à -100dBi) et augmentation de la précision des mouvements de site et d'azimut (précision de 0.2°).

2 - Amélioration de la méthodologie de l'étalonnage de la base en introduisant un processus de correction de la polarisation croisée des sondes de mesure.
L'évaluation théorique des limites de cette correction a aussi été évaluée.

3 – Etude et réalisation d'antennes de référence pour la vérification de l'étalonnage.

4 - Etude et réalisation d'antennes d'étalonnages à pureté de polarisation contrôlée devant être utilisées comme standards de calibration.
A cet effet, une méthode précise de mesure du gain axial ainsi qu'une méthode de mesure absolue du taux de polarisation croisée ont été développées.

5- Evaluation expérimentale des performances de la base entre de 380 MHz et 6 GHz (actuellement en cours d'achèvement)

L'ensemble des améliorations permet d'obtenir une précision typique de l'ordre de 0.5 dB, dans un angle solide minimum de 2Π stéradians, sur la polarisation principale de l'émission, entre 380 MHz et 6 GHz pour tout niveau supérieur à -60 dBi avec une dynamique instantanée de 70 dB. La précision typique obtenue sur les champs résiduels (ou sur la polarisation secondaire) est typiquement de l'ordre de 3 dB pour un niveau résiduel de –30 dB en dessous du niveau de la polarisation principale.

This communication presents the main modifications, studies and experimental validations carried out to improve the measurement accuracy of antennas gain patterns made in the Near Field Antenna Pattern Measurement Facility of EADS-LV (Aquitaine plant)

These works were realized in several steps:

1- Improvement in the measurement chain sensitivity (up to -100 dBi) and in the accuracy of the mechanical movements in elevation and azimuth (0.2°).

2- Improvement of the base calibration methodology by introducing a Cross-Polarization Correction Process of the measurement probes.
Theoritical evaluation of this correction accuracy has also been carried out.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3- Study, design and realization of reference antennas in order to check the calibration efficiency.

4- Study, design and achievement of calibration standards (antennas) with controlled cross-polarization.
For that purpose, accurate methods to determinate antenna axial gain and the cross-polarization value were carried out.

5- Experimental tests for determining antenna pattern measurements accuracy have been carried out in the 380MHz - 6 GHz range. These tests are now in the process of beeing ended.

All these improvements allow us to obtain a typical gain accuracy of 0.5 dB, within a 2π steradians solid angle, for the antenna radiation main polarization, between 380 MHz and 6 GHz for any level greater than -60 dBi. The instantaneous dynamic range is around 70 dB. The typical accuracy obtained on residual fields(or secondary polarization) is about 3 dB for a residual level 30 dB below the main polarization level.
Finaly, we shall note that, in another domain, the strong sensitivity of the base also allowed to realize measurements on shielding efficiency on different equipment.

2. PRESENTATION DE LA BASE DE MESURE

C'est une base de mesure en champs proches travaillant dans la bande de fréquence actuellement comprise entre 150 MHz et 6 GHz avec extension prévue jusqu'à 10-12 GHz. Elle est disposée dans une chambre anéchoïde cubique de 8m de cotés (figure 2-1). Les mesures sont réalisées en coordonnées sphériques.

Les six murs métalliques de la chambre sont tapissés avec des pyramides à absorption progressive de 2.10m de hauteur assurant une réflectivité inférieure à –40 dB à 400 MHz et inférieure à –50 dB au delà du GHz. Le support d'antenne (ou du spécimen sous test) est un mât en fibre de verre tapissé avec des matériaux absorbants disposé au centre de la base : il est pourvu d'un mouvement en rotation d'axe vertical (angle ϕ) et peut supporter une charge de 150 kg.

La réception est assurée par une sonde de mesure constituée de 2 antennes à polarisation linéaire disposées à 90° l'une de l'autre (figure 2-2) et orientées selon les directions E_θ et E_ϕ. La sonde de mesure est disposée sur un chariot associé à un système de déplacement semi-circulaire en site (angle θ), de rayon R=2m, centré sur le sommet du mât.

Pour chaque position de la sonde de mesure, le spécimen sous test effectue une rotation complète en gisement. Ainsi, lorsque la sonde de mesure a terminé son excursion en site, le champ proche est connu sur toute la sphère de rayon R.

L'intérêt de cette méthode de mesure est de ne nécessiter qu'une seule rotation du spécimen selon un axe vertical évitant ainsi les problèmes de porte-à-faux faux inhérents aux bases de mesures classiques.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

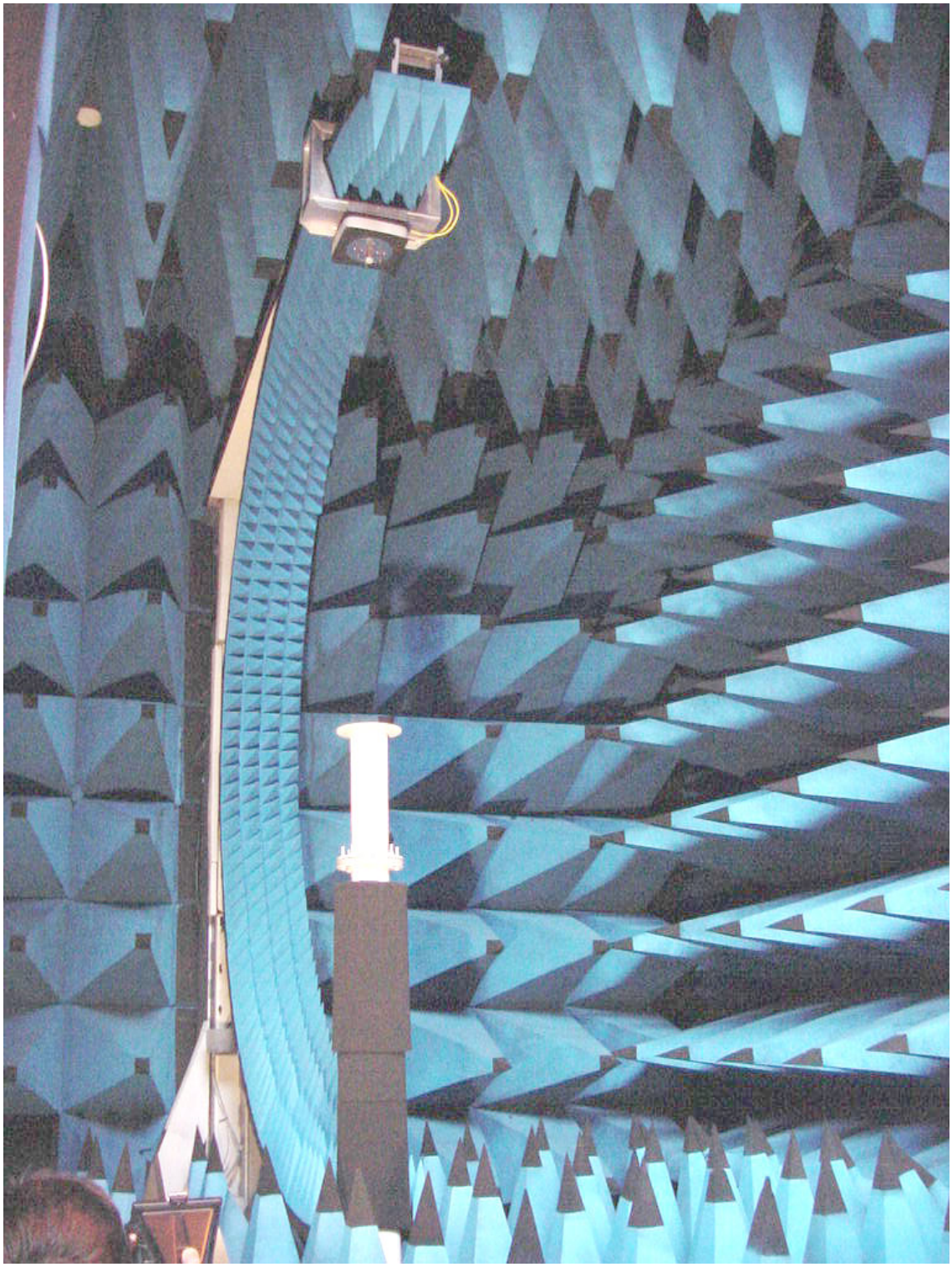


Figure 2-1

Vue générale de la Base de mesure

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

L'émission et la réception des champs sont assurées par un analyseur vectoriel. Ils sont relevés selon les deux composantes linéaires croisées E_θ et E_ϕ souvent appelées, par commodité, respectivement polarisation verticale et polarisation horizontale. Les valeurs des champs proches sont ensuite traitées par un logiciel de transformation afin de restituer le champ lointain sur toute la sphère de rayonnement.

L'accès au pylône est effectué par l'intermédiaire d'une plate-forme en porte-à-faux se déployant sans contact avec les éléments de la chambre anéchoïde. Ce type d'accès préserve la stabilité des performances de la base en évitant, entre autres, la manipulation ou la déformation ou l'écrasement des matériaux absorbants.

Chaque séquence de mesure est précédée d'une séquence d'étalonnage et d'une séquence de vérification consistant à s'assurer de la qualité des mesures.

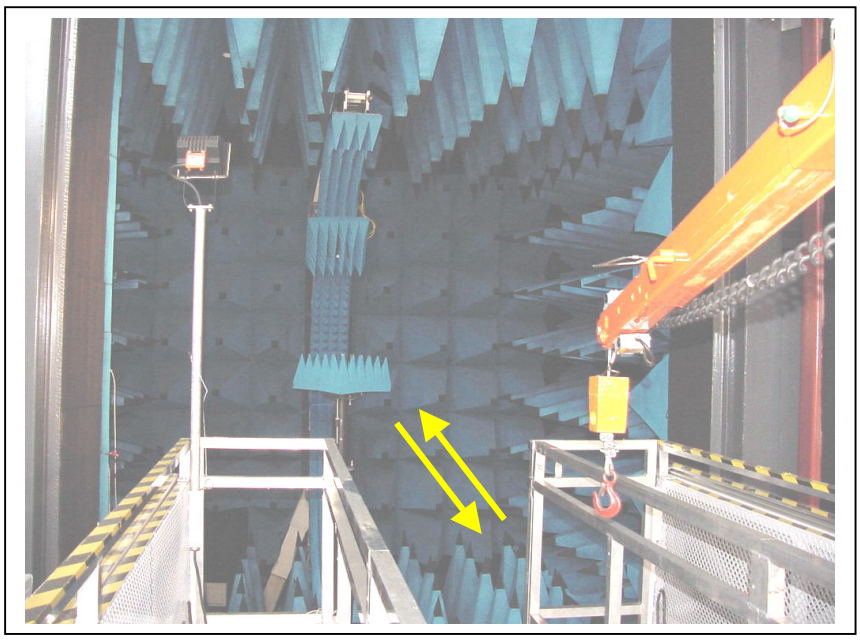


Figure 2-1 bis

accès au pylône central
par la
plate-forme déployable

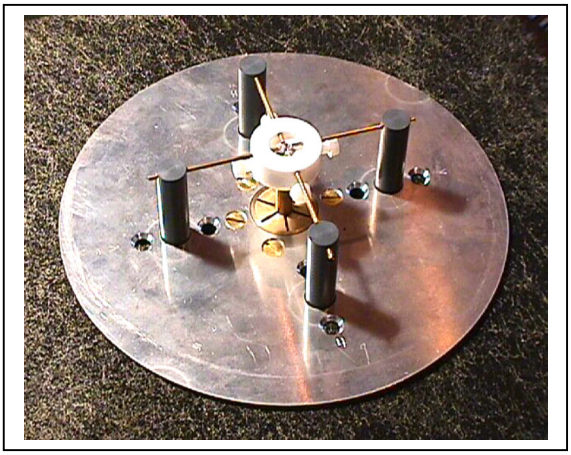


Figure 2-2

Exemplaire d'une sonde de mesure
double polarisation
constituée de 2 dipôles croisés
à alimentation symétrique.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3. ETALONNAGE DE LA BASE

3.1 PRINCIPE DE LA MESURE

Chaque antenne constituant la sonde de mesure reçoit idéalement une seule composante du champ électrique incident. Les signaux captés sont acheminés vers des récepteurs vectoriels délivrant une tension (amplitude, phase) proportionnelle à une seule composante du champ reçu (figure 3-3). La réponse idéale est donc :

$$V_1=K_1.G_{VV}.E_V \qquad (1)$$

$$V_2=K_2.G_{HH}.E_H \qquad (2)$$

Mais les antennes réelles présentent toujours un taux de polarisation croisée se traduisant par la capacité de l'antenne à capter la composante d'un champ perpendiculaire à la polarisation principale. Ainsi, par exemple, la chaîne dédiée à analyser la polarisation "V" captera également, de manière plus ou moins atténuée, la polarisation "H", et la tension délivrée sur le récepteur sera proportionnelle à une combinaison complexe des deux composantes et non plus à la composante verticale seule.

Ainsi, le rayonnement de chaque antenne doit être caractérisé par deux valeurs différentes de gain selon la polarisation reçue (ou émise).

Les réponses des récepteurs vectoriels sont alors données par les équations :

$$V_1=K_1.G_{VV}.E_V + K_1.G_{VH}.E_H \qquad (3)$$

$$V_2=K_2.G_{HV}.E_V + K_2.G_{HH}.E_H \qquad (4)$$

avec (voir figure 3-3) :

V_1 = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 1
V_2 = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 2

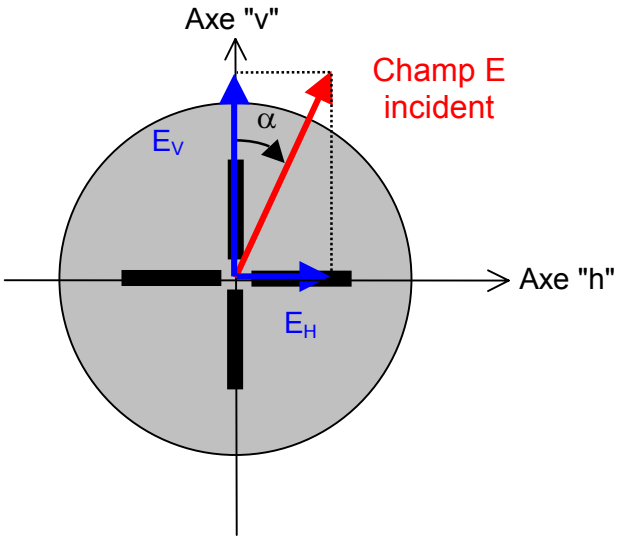
E_V = composante complexe verticale du champ électrique incident à mesurer
E_H= composante complexe horizontale du champ électrique incident à mesurer

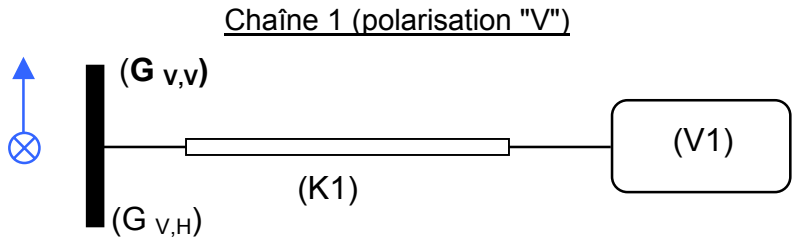
$G_{V,V}$ = gain complexe en champ de l'antenne "V" recevant un champ polarisé V
$G_{V,H}$ = gain complexe en champ de l'antenne "V" recevant un champ polarisé H

$G_{H,V}$ = gain complexe en champ de l'antenne "H" recevant un champ polarisé V
$G_{H,H}$ = gain complexe en champ de l'antenne "H" recevant un champ polarisé H

K1 = coefficient complexe de transmission de la chaîne 1
K2 = coefficient complexe de transmission de la chaîne 2

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003





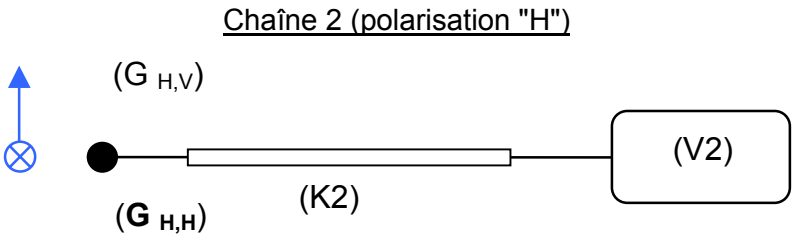


Figure 3-3

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

Par définition, le taux de polarisation croisée de chaque antenne constituant la sonde de mesure est donné par le rapport :

$$\beta_1 = \frac{G_{VH}}{G_{VV}} \quad \text{pour l'antenne "V"} \qquad (5)$$

$$\beta_2 = \frac{G_{HV}}{G_{HH}} \quad \text{pour l'antenne "H"} \qquad (6)$$

Les composantes du champ incident à mesurer peuvent être déduites des équations (3) à (6) :

$$E_V = \frac{K_2.G_{HH}.V_1 - \beta_1.K_1.G_{VV}.V_2}{K_1.K_2.G_{VV}.G_{HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \qquad (7)$$

$$E_H = \frac{K_1.G_{vv}.V_2 - \beta_2.K_2.G_{HH}.V_1}{K_1.K_2.G_{VV}.G_{HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \qquad (8)$$

V_1 et V_2 sont des grandeurs mesurées.

Le champ électrique incident sera donc parfaitement déterminé par la connaissance des paramètres de transmission $K_1.G_{VV}$ et $K_2.G_{HH}$, et des coefficients de polarisation croisée β_1 et β_2. C'est le rôle de l'étalonnage spécifique proposé dont la méthode est présentée ci-dessous.

3.2 PRESENTATION DE LA METHODE D'ETALONNAGE SPECIFIQUE

3.2.1 Généralités

La mesure des paramètres à définir dans les équations (7) et (8) nécessite l'utilisation d'un standard de calibration constitué par une antenne d'étalonnage (en général positionnée en lieu et place de l'objet à tester) dont le gain principal et le taux de polarisation croisée sont connus. Si la valeur du gain principal est en général acquise aisément, il n'en est pas de même pour le taux de polarisation croisée qui ne pourrait être connu avec précision (en amplitude et phase) qu'avec l'aide d'une source idéale.

La méthode d'étalonnage proposée suppose donc que le standard d'étalonnage ne rayonne pas de polarisation parasite. Cette méthode est présentée dans le présent paragraphe.

Les incertitudes dues à l'imperfection du standard lui-même seront ensuite analysées.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3.2.2 Méthode d'étalonnage

La méthode consiste à aligner successivement le champ électrique émis par le standard de calibration (antenne d'étalonnage) avec les directions "V" et "H" de l'antenne de mesure.

L'antenne d'étalonnage et de mesure étant éloignées d'une distance R connue, le champ électrique incident Ec émis par le standard au niveau de l'antenne de mesure est également connu et a pour valeur :

$$Ec = G_C.\frac{\sqrt{30.\Pi}.\sqrt{P_C.}}{R}(1-\rho^2) \qquad (9)$$

Avec G_C = gain en champ de l'antenne d'étalonnage
Pc = puissance émise par l'antenne d'étalonnage
ρ = coefficient de réflexion sur l'entrée de l'antenne d'étalonnage
R = distance entre les deux antennes

Antenne de calibration alignée avec l'axe V de l'antenne de mesure

Ev = Ec et $E_H = 0$ (l'antenne de calibration est , ici, supposée idéale)

Les réponses des récepteurs vectoriels sont alors, d'après les equations (3) et (4) :

$$V_1 \rightarrow V_{C\_VV} = K_1.G_{VV}.E_C \quad \Rightarrow \quad K_1.G_{VV} = \frac{V_{C\_VV}}{Ec} \qquad (10)$$

$$V_2 \rightarrow V_{C\_HV} = K_2.G_{HV}.E_C \quad \Rightarrow \quad K_2.G_{HV} = \frac{V_{C\_HV}}{Ec} \qquad (11)$$

Antenne de calibration alignée avec l'axe H de l'antenne de mesure

Ev = 0 et E_H = Ec

Les réponses des récepteurs vectoriels sont alors, d'après les equations (3) et (4) :

$$V_1 \rightarrow V_{C\_VH} = K_1.G_{VH}.E_C \quad \Rightarrow \quad K_1.G_{VH} = \frac{V_{C\_VH}}{Ec} \qquad (12)$$

$$V_2 \rightarrow V_{C\_HH} = K_2.G_{HH}.E_C \quad \Rightarrow \quad K_2.G_{HH} = \frac{V_{C\_HH}}{Ec} \qquad (13)$$

$$\Rightarrow \quad \beta_1 = \frac{V_{C\_VH}}{V_{C\_VV}} \qquad (14)$$

$$\Rightarrow \quad \beta_2 = \frac{V_{C\_HV}}{V_{C\_HH}} \qquad (15)$$

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

en reportant (10) à (15) dans (7) et (8), on obtient les équations des composantes verticales et horizontales du champ à mesurer corrigé des erreurs d'équilibrage des chaînes de mesure et de la polarisation croisée de l'antenne de mesure.

$$E_V = E_C.\frac{V_1.V_{C\_HH} - \beta_1.V_2.V_{C\_VV}}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \quad (16)$$

$$E_H = E_C.\frac{V_2.V_{C\_VV} - \beta_2.V_1.V_{C\_HH}}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \quad (17)$$

ou,

$$G_V = G_C.\frac{V_1.V_{C\_HH} - \beta_1.V_2.V_{C\_VV}}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \quad (18)$$

$$G_H = G_C.\frac{V_2.V_{C\_VV} - \beta_2.V_1.V_{C\_HH}}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \quad (19)$$

avec,

<u>valeurs recherchées</u> :

E_V = composante complexe verticale du champ électrique incident à mesurer
E_H= composante complexe horizontale du champ électrique incident à mesurer

G_V = composante complexe verticale du gain de l'antenne à mesurer
G_H= composante complexe horizontale du gain de l'antenne à mesurer

<u>valeurs issues de la mesure :</u>

V_1 = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 1 recevant E_V et E_H
V_2 = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 2 recevant E_V et E_H

<u>valeurs issues de la calibration :</u>

E_C = champ émis par le standard de calibration

G_c = gain en champ de l'antenne d'étalonnage

V_{C_VV} = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 1 recevant E_C orienté "V"
V_{C_HH} = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 2 recevant E_C orienté "H"
V_{C_VH} = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 1 recevant E_C orienté "H"
V_{C_HV} = tension complexe lue sur le récepteur de la chaîne 2 recevant E_C orienté "V"

$\beta_1 = \frac{V_{C\_VH}}{V_{C\_VV}}$ taux de polarisation croisée de l'antenne de mesure "V"

$\beta_2 = \frac{V_{C\_HV}}{V_{C\_HH}}$ taux de polarisation croisée de l'antenne de mesure "H"

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3.2.3 Validation de la méthode

Cette validation (théorique) consiste à comparer les valeurs E_V et E_H, corrigées à partir des équations (16) et (17), avec d'une part les valeurs théoriques du champ incident et, d'autre part, les valeurs qui auraient été mesurées sans aucune correction de polarisation croisée.

Le champ théorique incident est défini comme un vecteur orientable entre α = 0° et α = 180° tel que représenté sur la figure 3-3.

Les résultats de la figure 3-4 correspondent à des mesures qui seraient obtenues avec une sonde de mesure très performante présentant, sur ses 2 antennes un excellent taux de polarisation croisée (-50 dB). On remarque que, dans ces conditions, les valeurs théoriques et les valeurs mesurées sans et avec correction sont quasiment identiques.

Les résultats de la figure 3-5 correspondent à des mesures qui seraient obtenues avec une sonde de mesure courante présentant, sur ses 2 antennes un taux de polarisation croisée moyen (-20 dB). On remarque que, sans correction, des écarts de l'ordre de 10 à 20 dB entre le champ mesuré et le champ réel peuvent être constatés sur la plus faible composante du champ. Avec correction, les valeurs théoriques et mesurées sont encore quasiment identiques.

Les résultats de la figure 3-6 correspondent à des mesures qui seraient obtenues avec une sonde de mauvaise qualité présentant, sur ses 2 antennes un taux de polarisation croisée de -10 dB. On remarque alors que, sans correction, des écarts de l'ordre de 20 à 30 dB entre le champ mesuré et le champ réel peuvent être constatés sur la plus faible composante du champ avec un glissement de la position des creux de champ pouvant atteindre 20°. Mais, si on applique la correction, les valeurs théoriques et mesurées sont encore quasiment identiques malgré les très mauvaises performances de la sonde.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

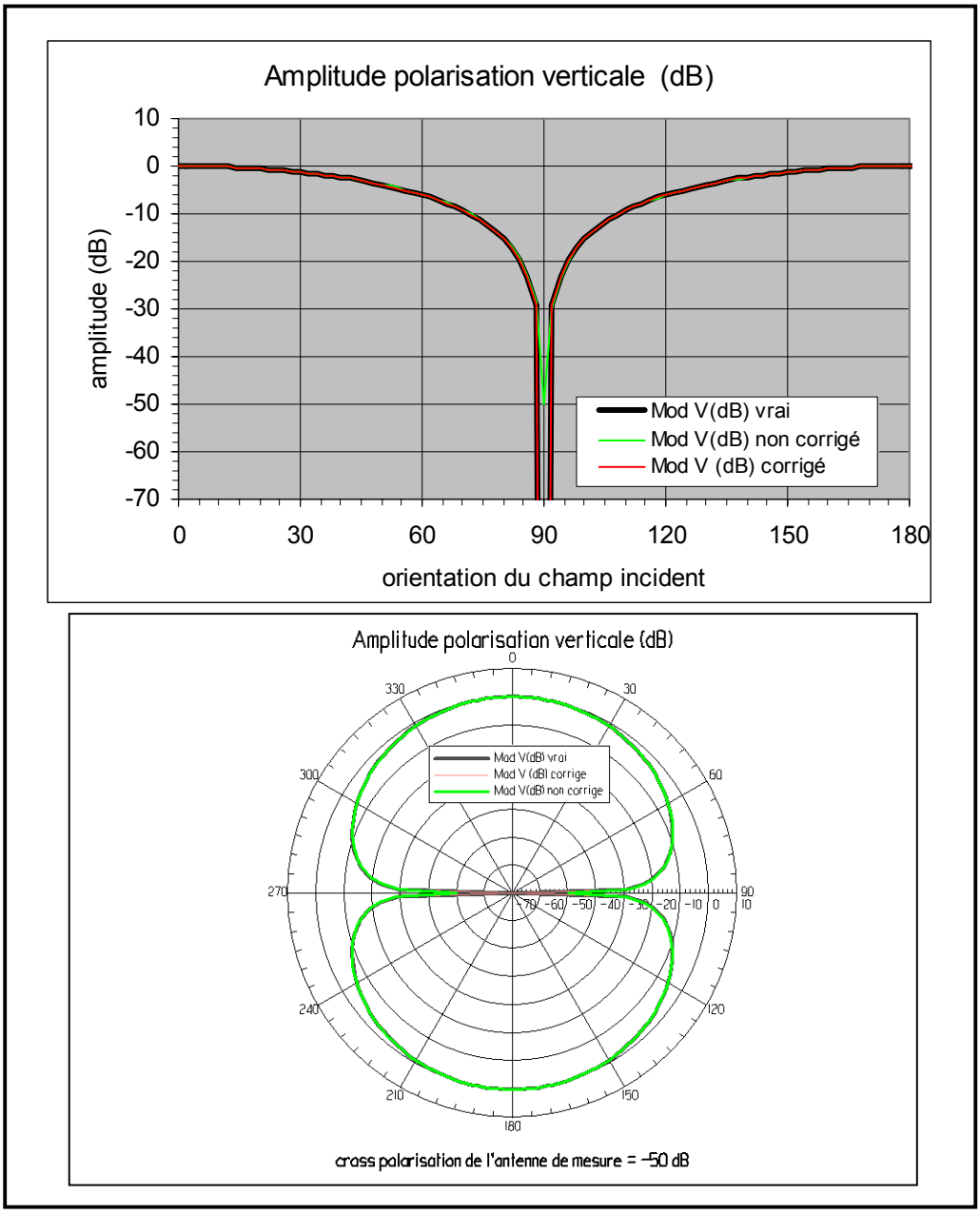


Figure 3-4

Résultats obtenus avec une sonde de mesure d'excellente qualité :

taux de polarisation croisée : –50 dB

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

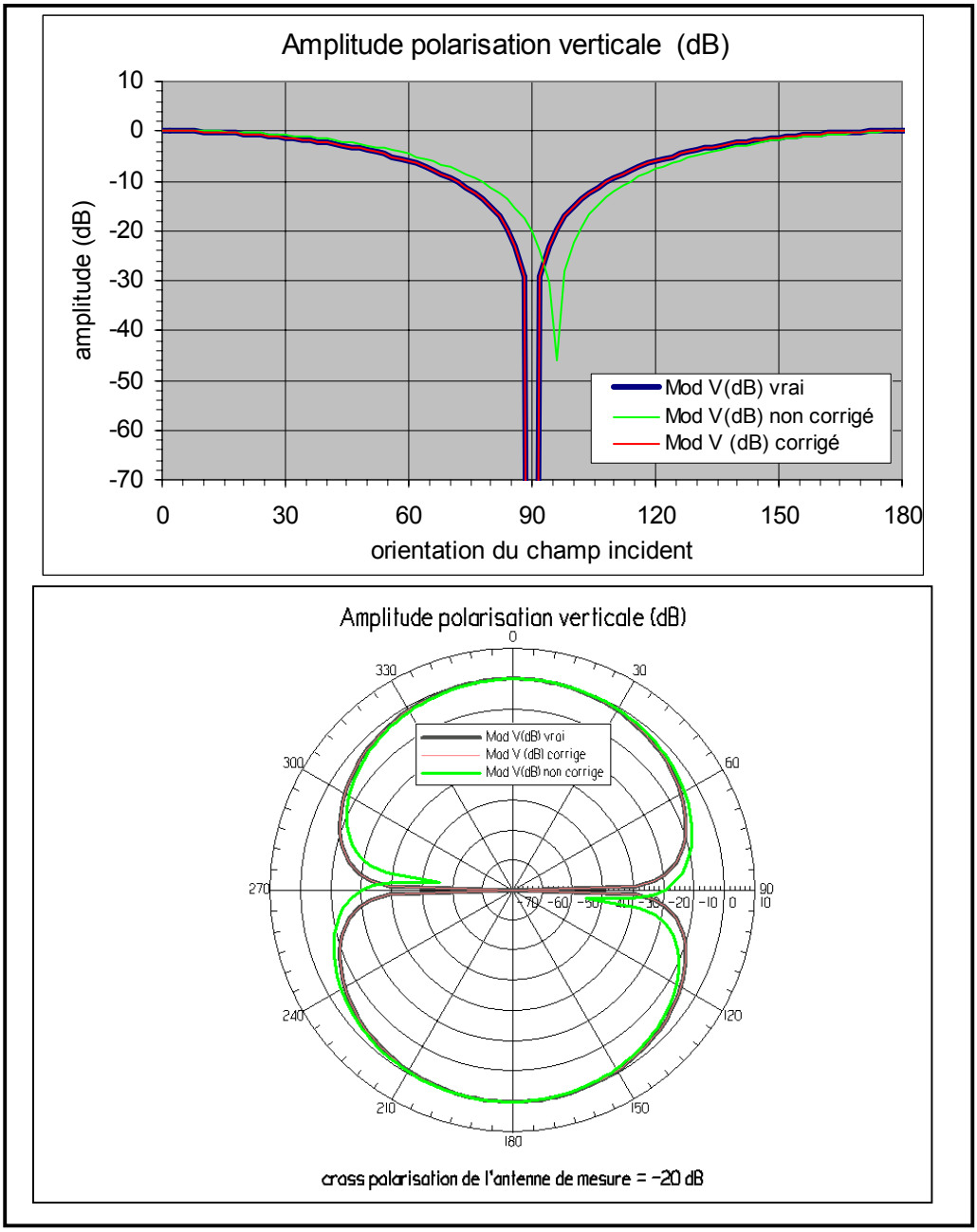


Figure 3-5

Résultats obtenus avec une sonde de mesure de qualité courante :

taux de polarisation croisée : –20 dB

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

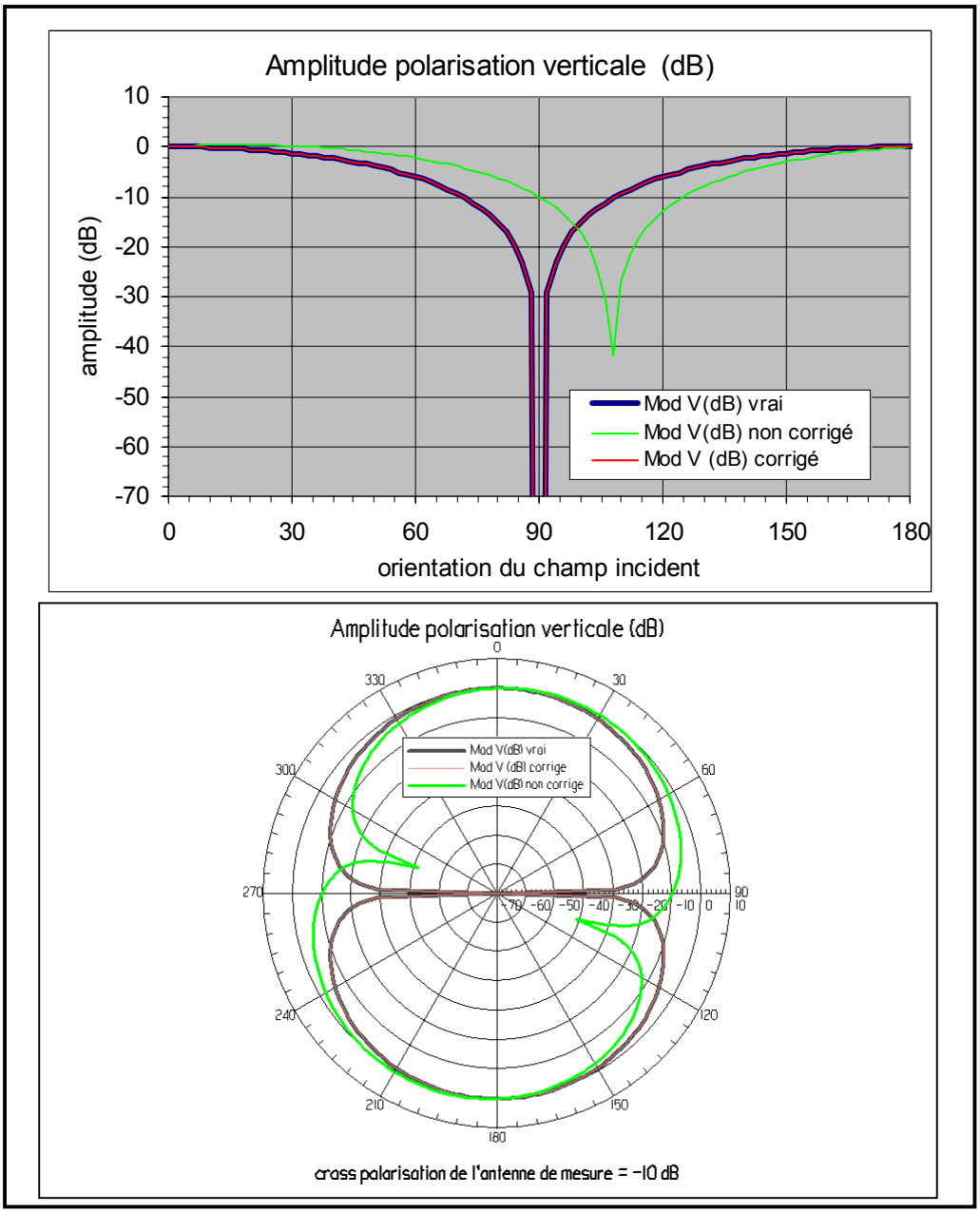


Figure 3-6

Résultats obtenus avec une sonde de mesure de mauvaise qualité :

taux de polarisation croisée : –10 dB

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3.3 EVALUATION DES INCERTITUDES DE CALIBRATION

3.3.1 Présentation du cas général

La méthode d'étalonnage exposée dans le paragraphe 3.2 faisait l'hypothèse que le standard de calibration était une antenne idéale ne présentant pas de taux de cross polarisation.

L'objectif de ce paragraphe est d'évaluer les écarts de corrections calculés avec un standard de calibration non idéal afin d'être en mesure d'en éditer des spécifications.

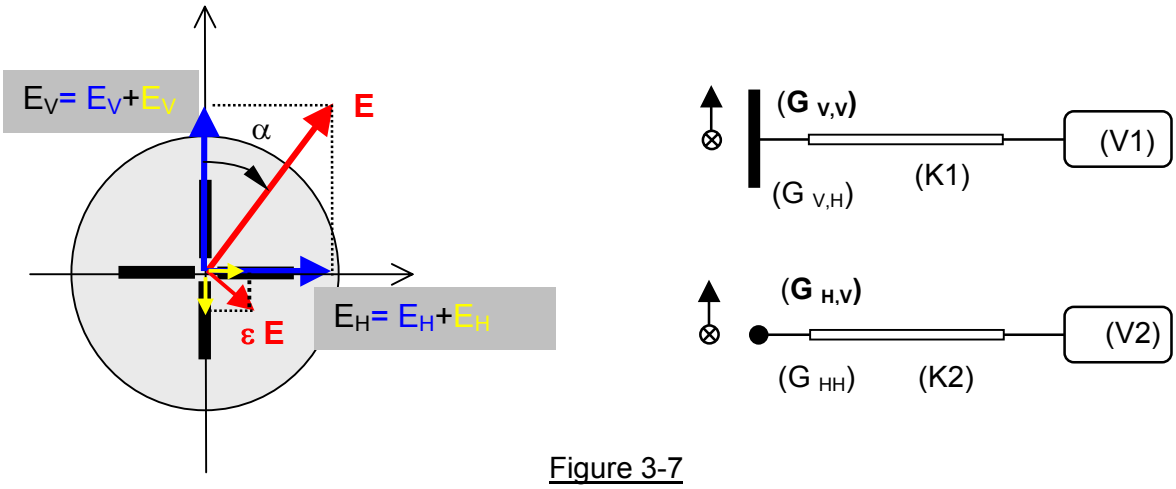


Figure 3-7

La figure ci-dessus représente, en rouge, le champ électrique émis par un standard de calibration présentant un taux de polarisation croisée **ε**. Ce champ est incident sur la sonde de mesure avec une orientation **α** par rapport à la polarisation verticale.

Dans la suite de ce paragraphe les notations utilisées sont identiques à celles définies dans le paragraphe précédent. Dans ces conditions, les composantes du champ de calibration et les tensions complexes engendrées en sortie de récepteur sont :

$$E_V = E.[\cos(\alpha) - \varepsilon.\sin(\alpha)] \qquad (20)$$

$$E_H = E.[\sin(\alpha) + \varepsilon.\cos(\alpha)] \qquad (21)$$

$$V_1=K_1.G_{VV}.E.[\cos(\alpha)-\varepsilon.\sin(\alpha)] + K_1.G_{VH}.E.[\sin(\alpha)+\varepsilon.\cos(\alpha)] \qquad (22)$$

$$V_2=K_2.G_{HV}.E.[\cos(\alpha)-\varepsilon.\sin(\alpha)] + K_2.G_{HH}.E.[\sin(\alpha)+\varepsilon.\cos(\alpha)] \qquad (23)$$

Ou bien, en exprimant le taux de polarisation croisée de la sonde de mesure,

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

$$V_1=K_1.G_{VV}.E.\{[\cos(\alpha)-\varepsilon.\sin(\alpha)] + \beta_{1\_vrai}.[\sin(\alpha)+\varepsilon.\cos(\alpha)]\} \quad (24)$$

$$V_2=K_2.G_{HH}.E.\{[\sin(\alpha)+\varepsilon.\cos(\alpha)] + \beta_{2\_vrai}.[\cos(\alpha)-\varepsilon.\sin(\alpha)]\} \quad (25)$$

3.3.2 Application à la méthode d'étalonnage

La méthode présentée au 3.2.2 est reprise dans son intégralité mais tient compte de la propre polarisation croisée du standard de calibration (antenne d'étalonnage).

Le champ électrique incident Ec émis par le standard au niveau de l'antenne de mesure représente maintenant le champ de la polarisation principale :

$$Ec = G_C.\frac{\sqrt{30.\Pi}.\sqrt{P_C.}}{R}(1-\rho^2) \quad (24)$$

Antenne de calibration alignée avec l'axe V de l'antenne de mesure

$\alpha = 0$

Les réponses des récepteurs vectoriels sont alors :

$$V_1 \rightarrow V_{C\_VV} = K_1.G_{VV}.E_C.(1+\varepsilon.\beta_{1\_vrai}) \quad (25)$$

$$V_2 \rightarrow V_{C\_HV} = K_2.G_{HH}.E_C.(\beta_{2\_vrai} + \varepsilon) \quad (26)$$

Antenne de calibration alignée avec l'axe H de l'antenne de mesure

$\alpha = 90°$

Les réponses des récepteurs vectoriels sont alors :

$$V_1 \rightarrow V_{C\_VH} = K_1.G_{VV}.E_C.(\beta_{1\_vrai} - \varepsilon) \quad (27)$$

$$V_2 \rightarrow V_{C\_HH} = K_2.G_{HH}.E_C.(1-\beta_{2\_vrai}.\varepsilon) \quad (28)$$

L'ensemble de ces équations permet de calculer les taux de polarisations croisées vrais β_{1_vrai} et β_{2_vrai} de la sonde de mesure puis de calculer les valeurs corrigées E_V et E_H. On trouve :

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

$$\beta_{1\_vrai} = \frac{1+\varepsilon.\frac{V_{C\_VV}}{V_{C\_VH}}}{\frac{V_{C\_VV}}{V_{C\_VH}}-\varepsilon} \quad \text{ou} \quad \beta_{1\_vrai} = \frac{\beta_1+\varepsilon}{1-\varepsilon.\beta_1} \qquad (29)$$

$$\beta_{2\_vrai} = \frac{1-\varepsilon.\frac{V_{C\_HH}}{V_{C\_HV}}}{\frac{V_{C\_HH}}{V_{C\_HV}}+\varepsilon} \quad \text{ou} \quad \beta_{2\_vrai} = \frac{\beta_2-\varepsilon}{1+\varepsilon.\beta_2} \qquad (30)$$

β_{1_vrai} et β_{2_vrai} sont les taux de polarisations croisées vrais pouvant être calculés à partir des caractéristiques (supposées connues) du standard de calibration réel.

β_1 et β_2 sont les taux de polarisations croisées "apparents" calculés sans tenir compte du propre taux de polarisation du standard de calibration (comme au paragraphe 3.2.2). C'est la seule mesure accessible.

A la suite de quelques calculs supplémentaires, on obtient les équations des composantes verticales et horizontales du champ à mesurer corrigées des erreurs d'équilibrage des chaînes de mesure, de la polarisation croisée de la sonde de mesure et de la polarisation croisée du standard de calibration.

$$E_V = E_C.\frac{V_1.V_{C\_HH}.(1+\varepsilon.\beta_1)-\beta_1.V_2.V_{C\_VV}.(1-\varepsilon.\beta_2)}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \qquad (31)$$

$$E_H = E_C.\frac{V_2.V_{C\_VV}.(1-\varepsilon.\beta_2)-\beta_2.V_1.V_{C\_HH}.(1+\varepsilon.\beta_1)}{V_{C\_VV}.V_{C\_HH}.(1-\beta_1.\beta_2)} \qquad (32)$$

Nota : (29) et (30) montrent que β_{1_vrai} et β_{2_vrai} dépendent aussi de ε

Les relations (31) et (32) permettent de réaliser les corrections théoriques exactes sur les composantes du champ mesuré à condition de connaître ε.

Or, si ε peut être (difficilement) connu en amplitude, il n'est, en réalité, jamais connu en phase. Les équations (31) et (32) ne peuvent donc pas être expérimentalement appliquées et on doit se contenter de la correction décrite dans les équations (16) à (19) du paragraphe 3.2.2 dans lesquelles β_1 et β_2 sont les taux de polarisations croisées apparents.

Par contre, ces équations peuvent être exploitées pour déterminer l'incertitude apportée par un taux de polarisation croisé non nul du standard de calibration.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

Quelques calculs d'incertitude sont présentés ci-dessous, à titre d'exemple. Les configurations prises en compte sont récapitulées dans le tableau suivant :

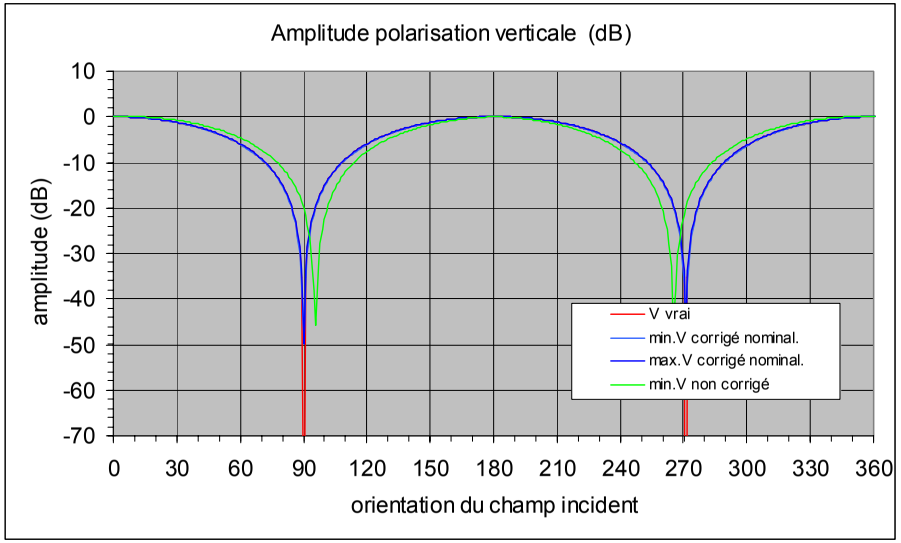
Cross polarisation de l'antenne de mesure	Cross polarisation du standard de calibration	Résultats
β = -20 dB	ε = -50 dB	Figure 3-8
β = -20 dB	ε = -40 dB	Figure 3-9
β = -20 dB	ε = -30 dB	Figure 3-10
β = -10 dB	ε = -50 dB	Figure 3-11
β = -10 dB	ε = -40 dB	Figure 3-12
β = -10 dB	ε = -30 dB	Figure 3-13

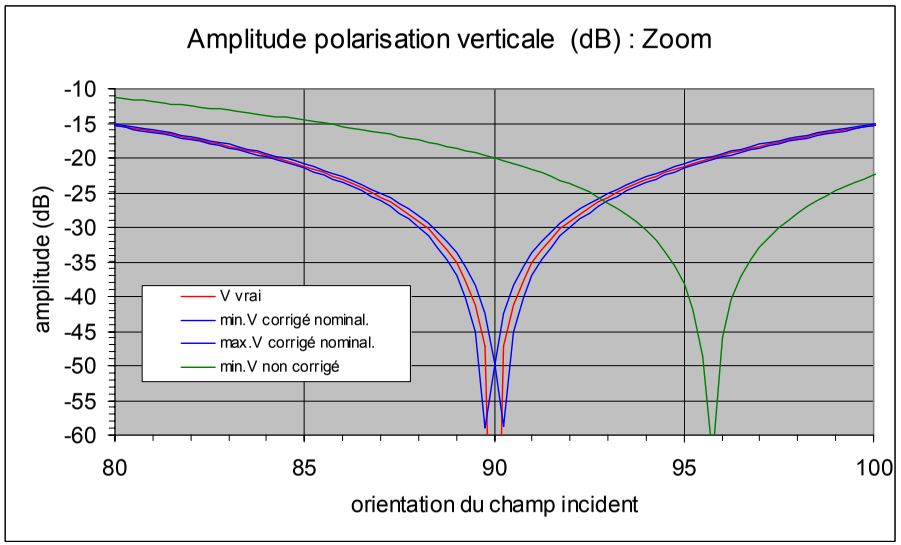
Il est rappelé que le taux β = -20 dB correspond à une sonde de mesure de qualité moyenne alors que β = -10 dB correspond à une sonde de mauvaise qualité (ou mal orientée).

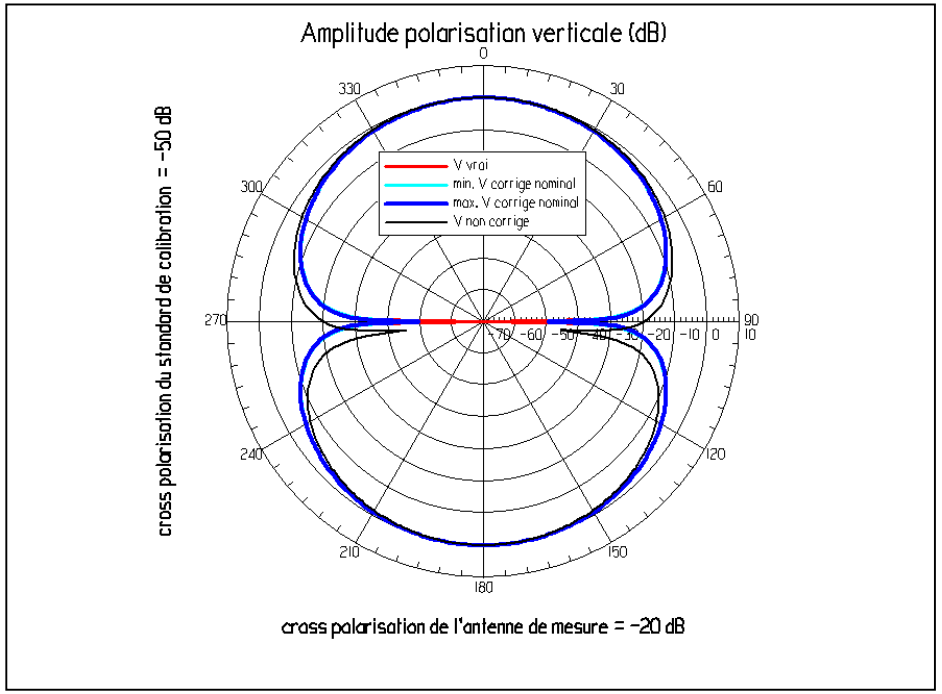
De même, pour le standard de calibration, le taux ε = -50 dB correspond à un excellent standard, alors que ε = -30 dB est un standard de médiocre qualité.

La figure 3-14 récapitule, pour chacune des configurations mentionnées, les erreurs maximales obtenues en fonction du niveau de la composante du champ reçue sur la sonde par rapport à la valeur du champ total.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -20 dB

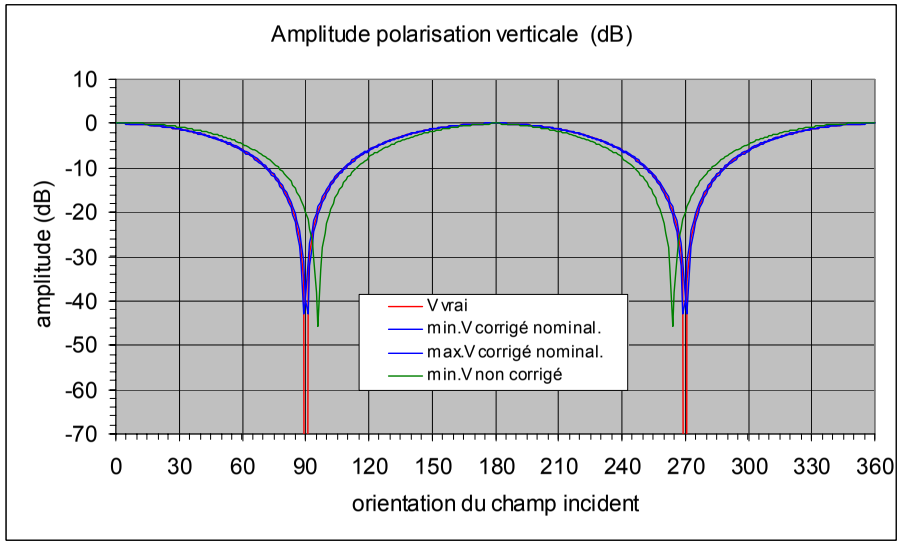
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -50 dB

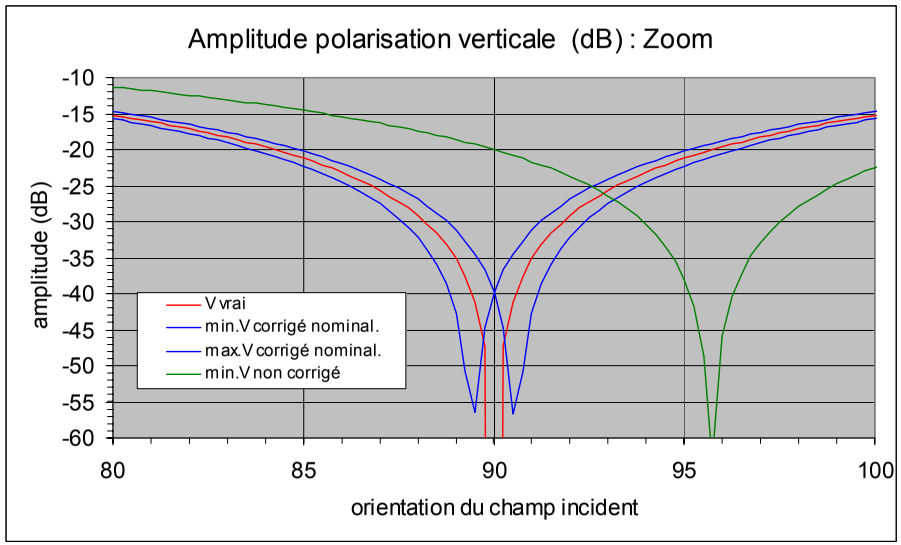
(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

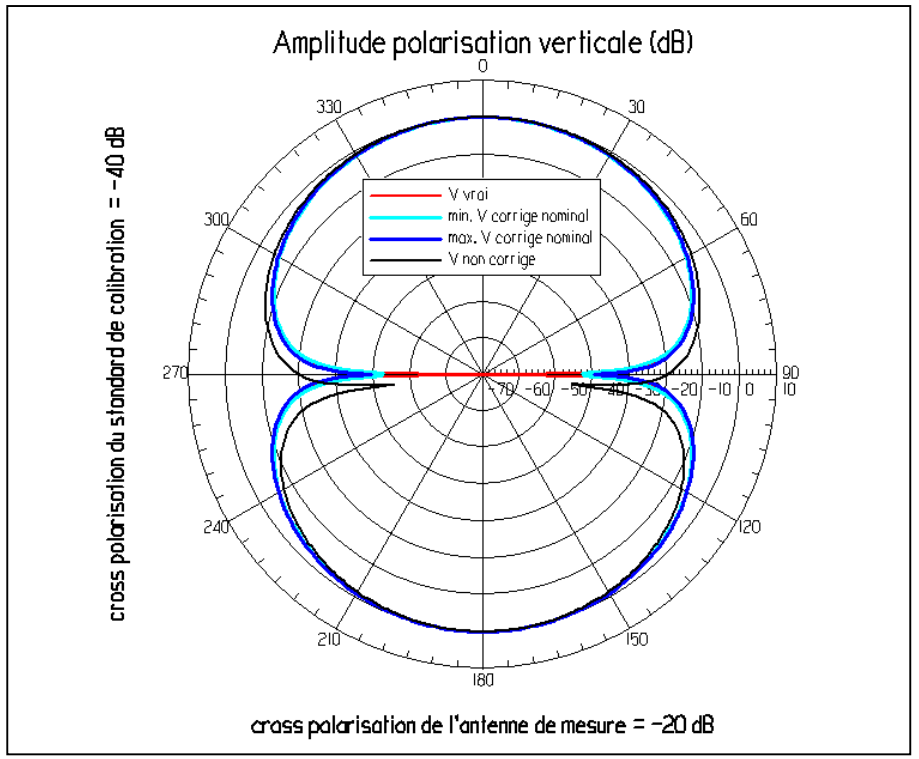
Figure 3-8

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -20 dB

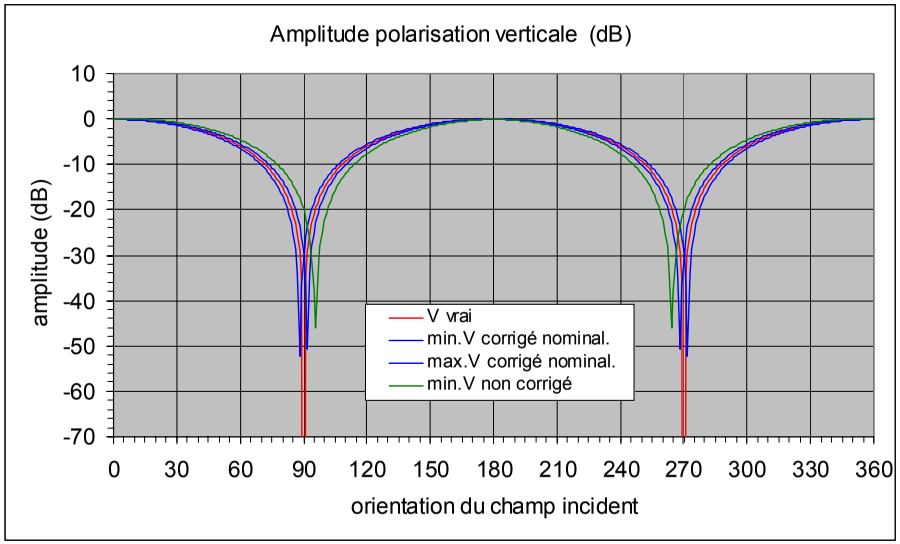
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -40 dB

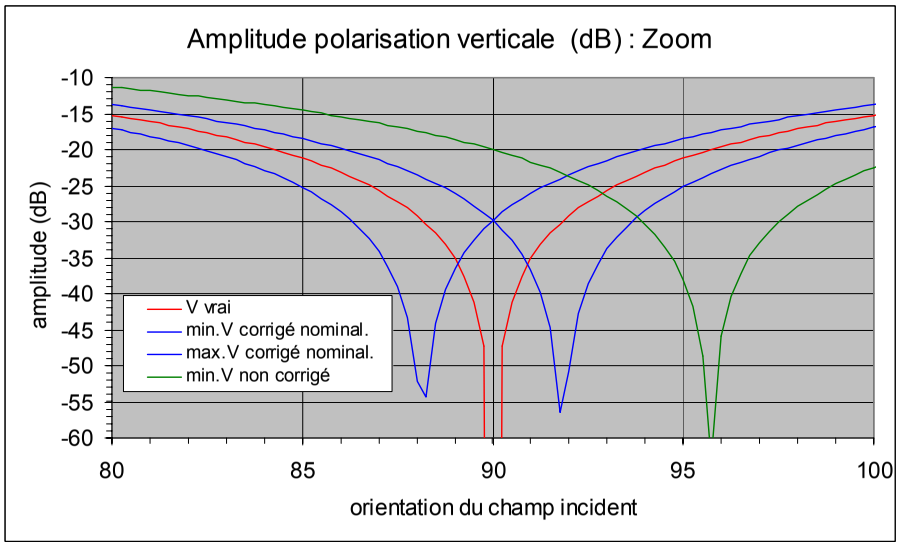
(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

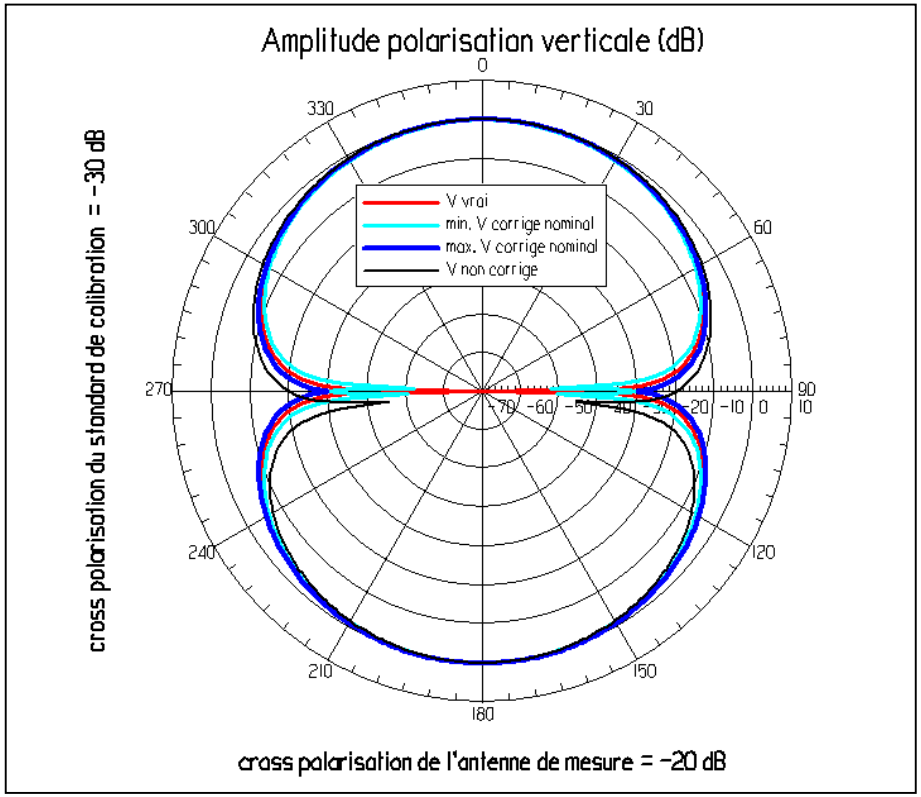
Figure 3-9

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -20 dB

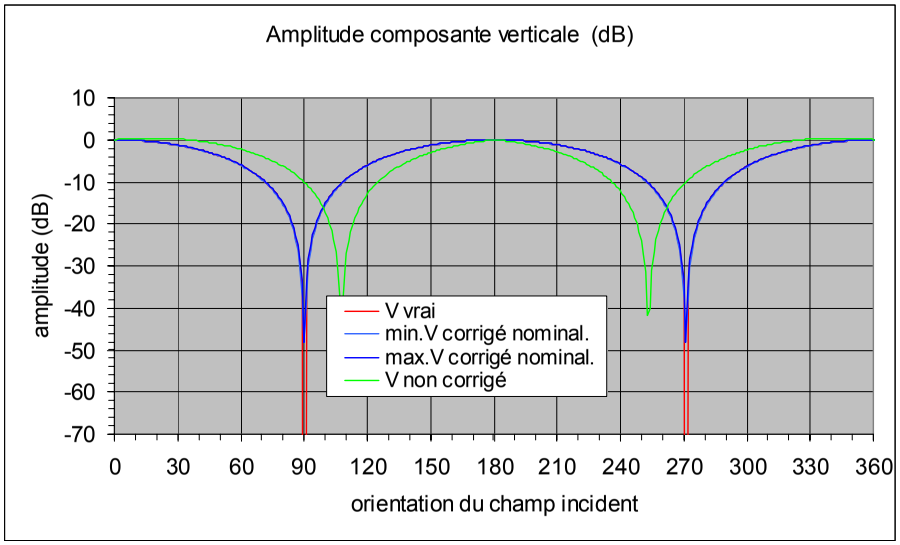
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -30 dB

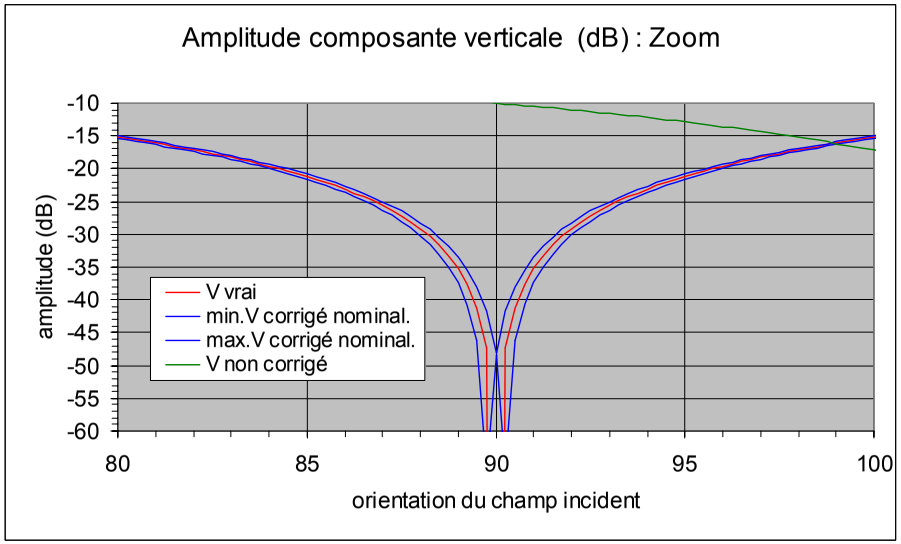
(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

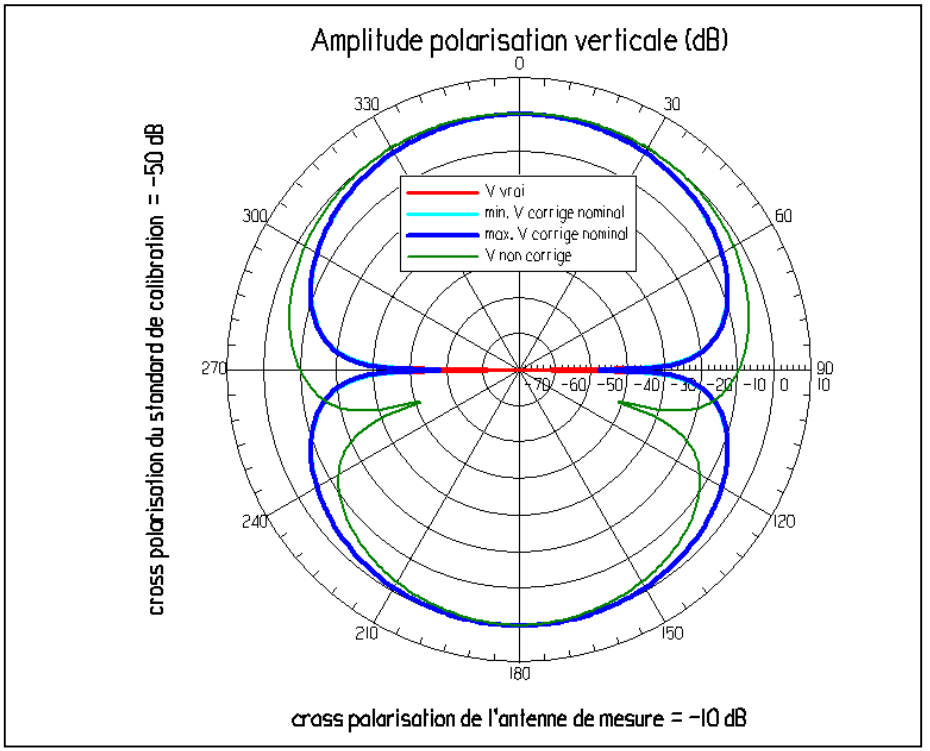
Figure 3-10

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -10 dB

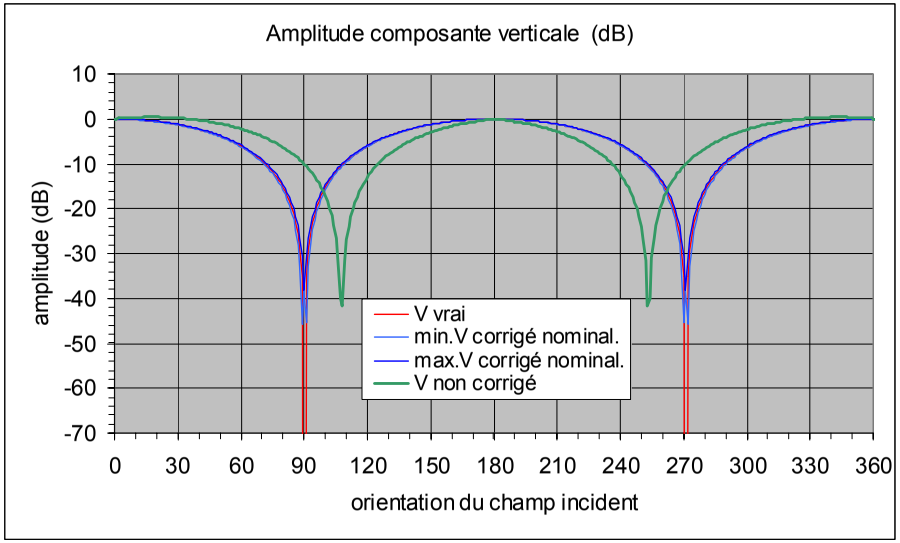
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -50 dB

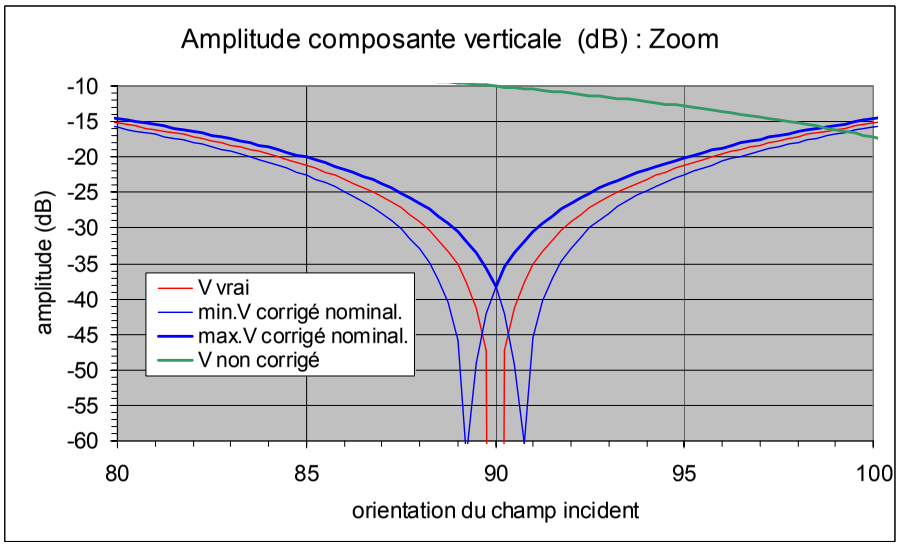
(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

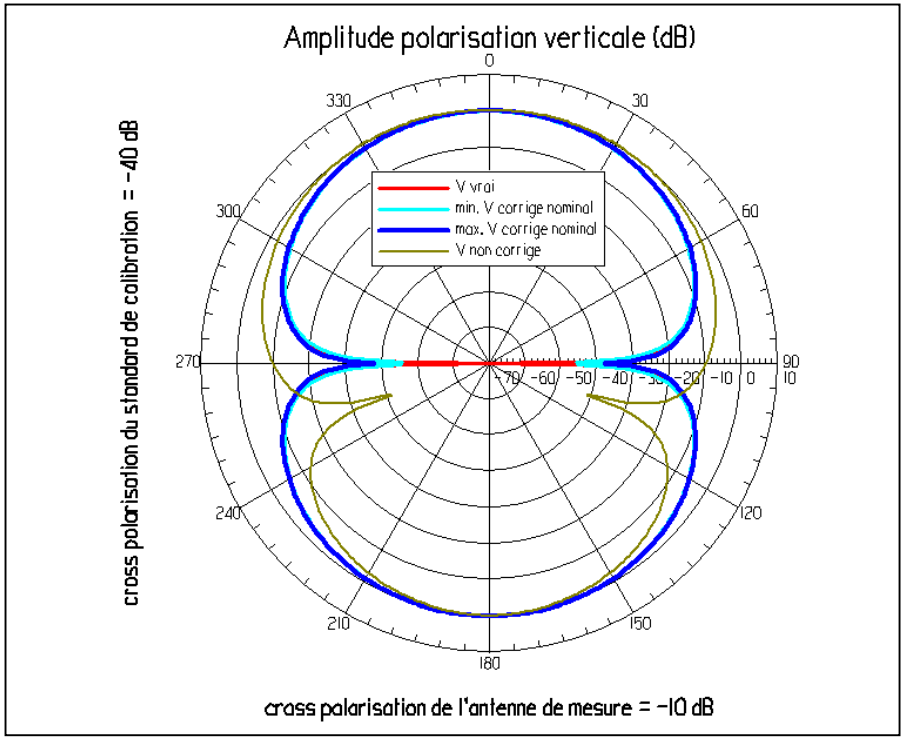
Figure 3-11

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -10 dB

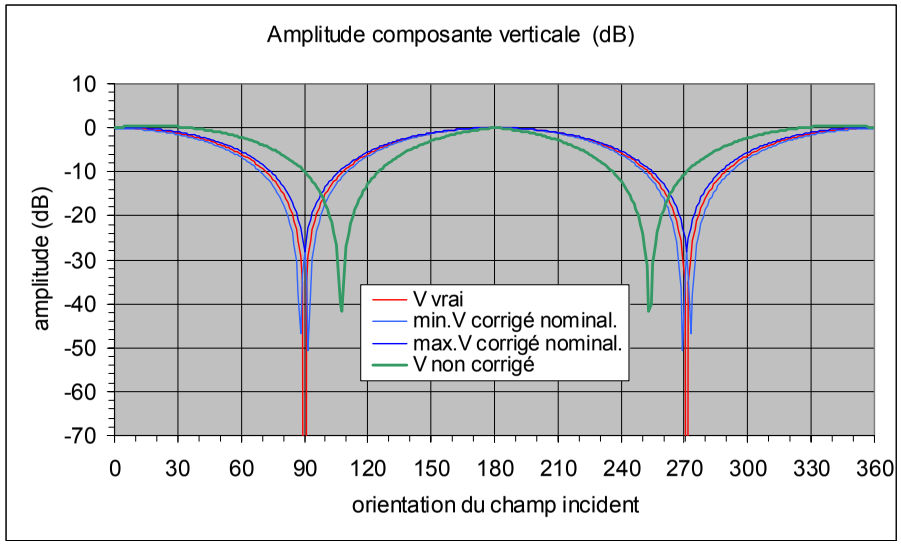
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -40 dB

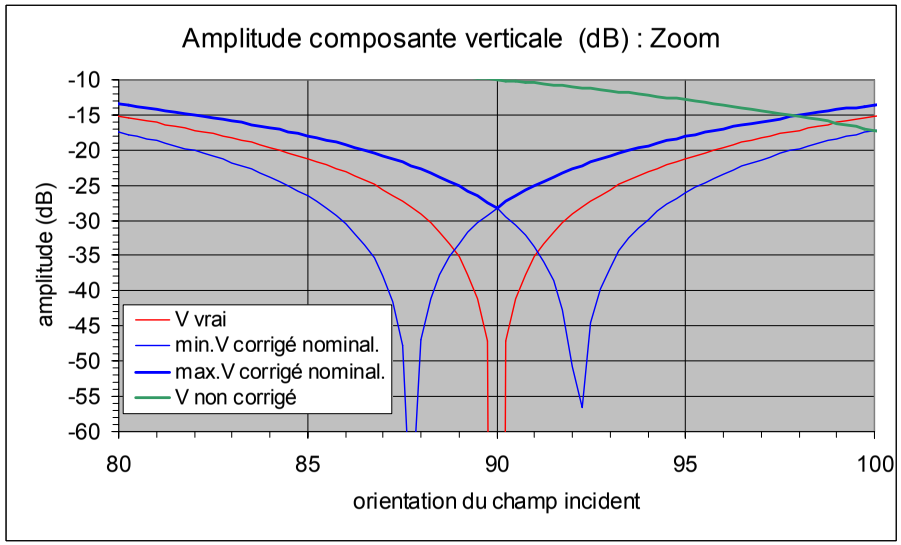
(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

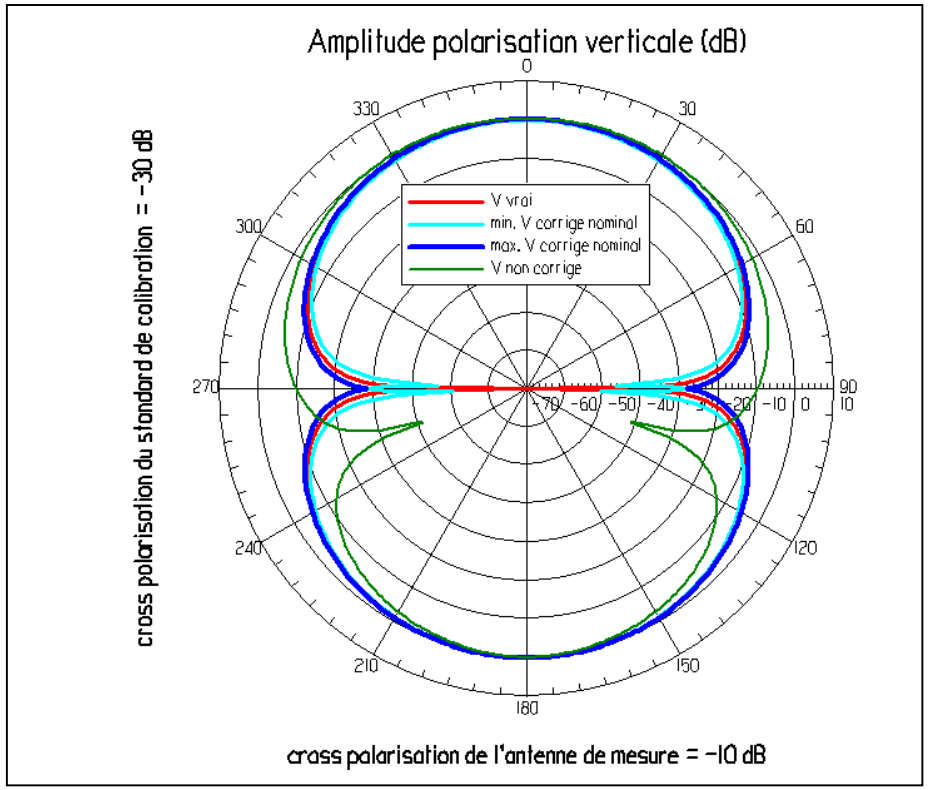
Figure 3-12

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003







Cross polarisation sonde de mesure : β = -10 dB

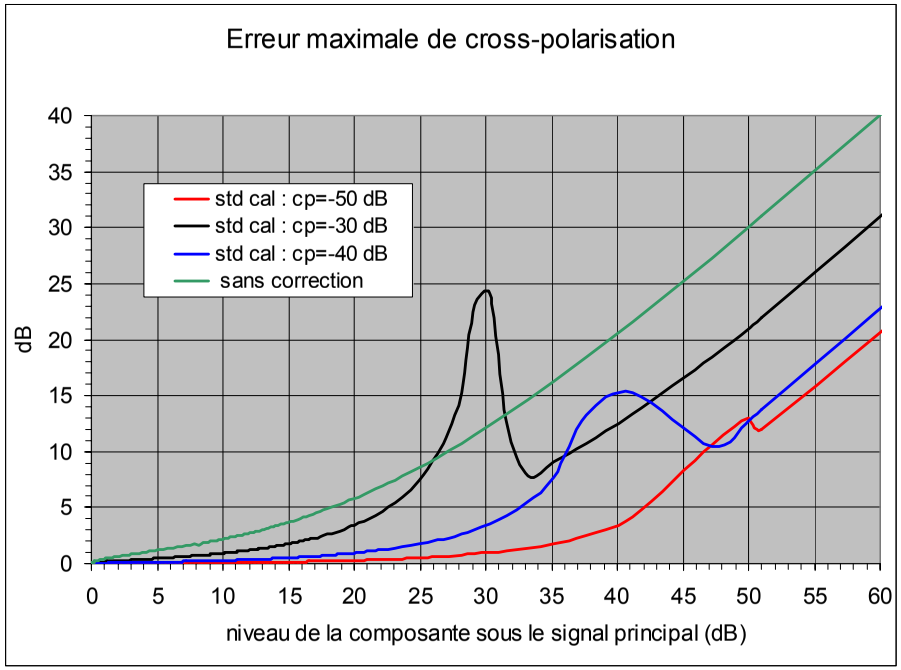
Cross polarisation du standard de calibration : ε = -30 dB

(l'incertitude de mesure se situe entre les deux courbes bleues)

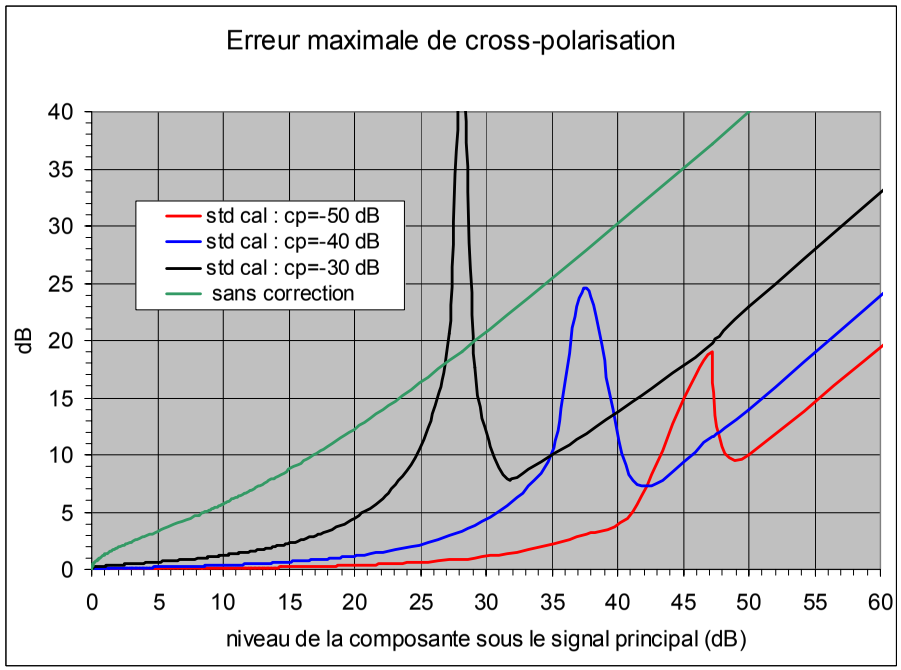
Figure 3-13

Incertitude sur les résultats corrigés

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003



3-14 (a)
cross polarisation de la sonde de mesure : $|\beta|$ = -20 dB



3-14 (b)
cross polarisation de la sonde de mesure : $|\beta|$ = -10 dB

Figure 3-14

Récapitulation des erreurs maximales calculées en fonction du taux de cross polarisation de la sonde de mesure d'une part, et de celui du standard de calibration d'autre part.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

3.4 SYNTHESE DES RESULTATS CONCERNANT LA METHODE DE CORRECTION

La méthode de correction du taux de polarisation croisée présentée dans ce papier permet de s'affranchir des imperfections de la sonde de mesure (polarisation croisée et, par voie de conséquence, orientation) ainsi que du déséquilibre des chaînes de réception.

En d'autres termes, les résultats obtenus ne dépendent que faiblement de la qualité de la sonde de mesure et de la précision de son orientation mais dépendent seulement de l'orientation et de la pureté de polarisation du standard de calibration.

La mise en pratique de ce type d'étalonnage est essentielle lorsque la connaissance des amplitudes des champs résiduels est recherchée.

3.5 PRECISIONS CONCERNANT LE STANDARD DE CALIBRATION

Les standards de calibration utilisés pour réaliser les mesures présentées dans ce document sont des dipôles symétriques dont le taux de polarisation croisée se situe aux environs de –30 dB.

Cette valeur de taux est en général suffisante pour relever des diagrammes de rayonnement selon la polarisation principale. Mais, comme nous l'avons vu précédemment (figure 3-14), l'acquisition des signaux résiduels sur une polarisation secondaire nécessite l'utilisation de standards de calibration dont la polarisation croisée est au plus égale à-40 dB.

De tels standards ont été étudiés par EADS-LV dans les bandes S et C et sont actuellement en cours de réalisation.

A cet effet, une méthode précise de mesure du gain axial et une méthode de mesure absolue du taux de polarisation croisée ont été développées.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

4. DEFINITION PRATIQUE DES ANTENNES DE REFERENCE

4.1 GENERALITES

Les antennes de référence doivent posséder les caractéristiques suivantes :

- Conserver, dans le temps, leur qualité de référence. Pour cela, les éléments constituant l'antenne doivent être électriquement et mécaniquement stables, en particulier il est recommandé d'éviter l'adjonction de circuits de réglages d'accord ainsi que l'utilisation de matériaux susceptibles d'évoluer (mousses absorbantes par exemple). Une protection de type radôme est recommandée.

- Etre interfaçables avec le mât central. L'interface sera solidaire de l'antenne de manière à être pris en compte dans les mesures et calculs du diagramme de rayonnement.

- Etre facilement modélisables : chaque antenne doit être définie selon un concept simple assurant la cohérence entre la modélisation et la réalisation.

Les antennes de référence devront être conservées dans un emballage protecteur et, si possible, dans un local climatisé.

Cinq séries d'antennes de référence ont été réalisées. Une première antenne de mise au point, à 1 GHz, pour valider la méthode d'étalonnage puis quatre autres séries correspondant aux quatre bandes d'intérêt pour EADS-LV (bande P pour la télé neutralisation, bande L pour le GPS, bande S pour la télémesure et bande C pour la trajectographie).

Ce document présente les résultats obtenus sur l'antenne de mise au point ainsi que sur les antennes bande P et bande L.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

4.2 DEFINITION DE L'ANTENNE DE MISE AU POINT 1GHZ

C'est une antenne monopôle simple avec plan réflecteur circulaire de 40 cm de diamètre, centrée sur la fréquence de 1 GHz.

Une pièce interface faisant partie de la structure de l'antenne et participant ainsi à son rayonnement est disposée sous le réflecteur circulaire. Un espace suffisant a été prévu sous le réflecteur pour permettre l'adjonction éventuelle de matériau absorbant et d'en étudier les conséquences.

Un radôme en polystyrène de densité 30kg/m^3 protège l'élément rayonnant.

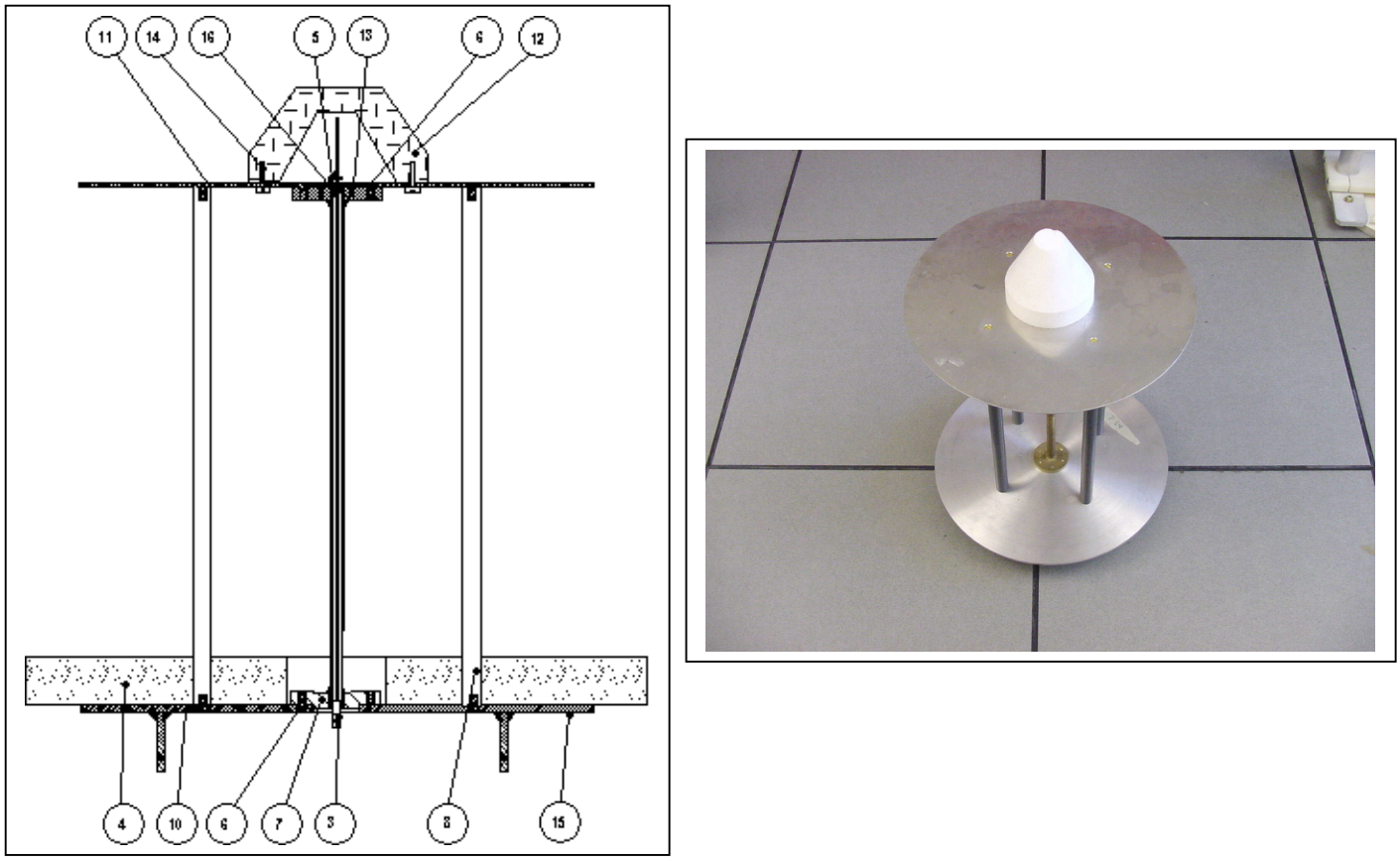


Figure 4-1
Antenne de référence à 1 GHz (antenne de mise au point)

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

4.3 DEFINITION DE L'ANTENNE DE REFERENCE BANDE P

C'est une antenne patch, à substrat air, centrée sur la fréquence de 411 MHz. Nous en extrayons ci-dessous les principales caractéristiques physiques :

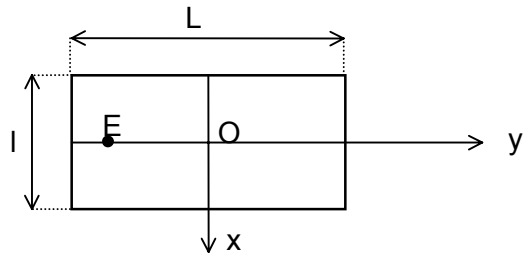


Figure 4-2

Dimensions du patch :	Longueur L ~ 330 mm largeur l ~ 300 mm épaisseur e= 2 mm
Dimensions du plan de masse	diamètre 1000 mm épaisseur 3 mm
Epaisseur du Substrat	nature : air épaisseur 30 mm
Position de l'excitation E	OE ~ 100 mm
Permittivité des vis nylon	ε = 3.5
Permittivité des entretoises	ε = 2.2 (valeur obtenue par une loi des mélanges prenant en compte les vis nylon vissées dans les entretoises téflon)

La pièce interface, associée à la structure de l'antenne, est disposée sous le plan de masse .

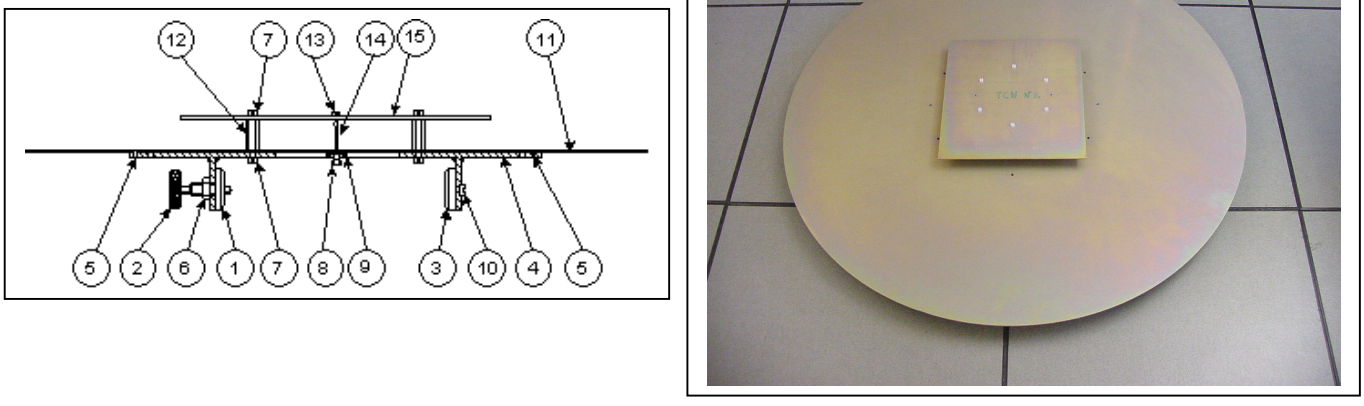


Figure 4-3
Antenne de référence bande P

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

4.4 DEFINITION DE L'ANTENNE DE REFERENCE BANDE L

C'est également une antenne patch, à substrat air, centrée sur la fréquence de 1575 MHz, spécialement destinée à la vérification de la base dans la bande de fréquence des antennes GPS. Les principales caractéristiques fonctionnelles sont les suivantes :

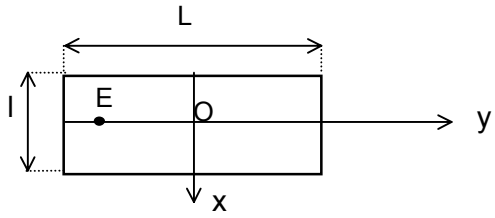
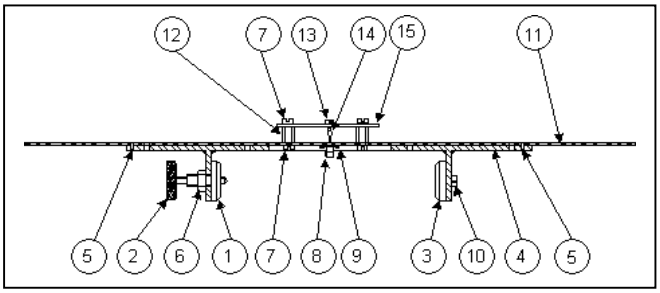


Figure 4-4

Dimensions du patch :	Longueur L ~ 80 mm Largeur l ~ 70 mm Epaisseur e= 2 mm
Dimensions du plan de masse	diamètre 600 mm épaisseur 3 mm
Epaisseur du Substrat	nature : air épaisseur 10 mm
Position de l'excitation E	OE ~ 23 mm
Permittivité des vis nylon	ε = 3.5
Permittivité des entretoises	ε = 2.2 (valeur obtenue par une loi des mélanges prenant en compte les vis nylon vissées dans les entretoises teflon)



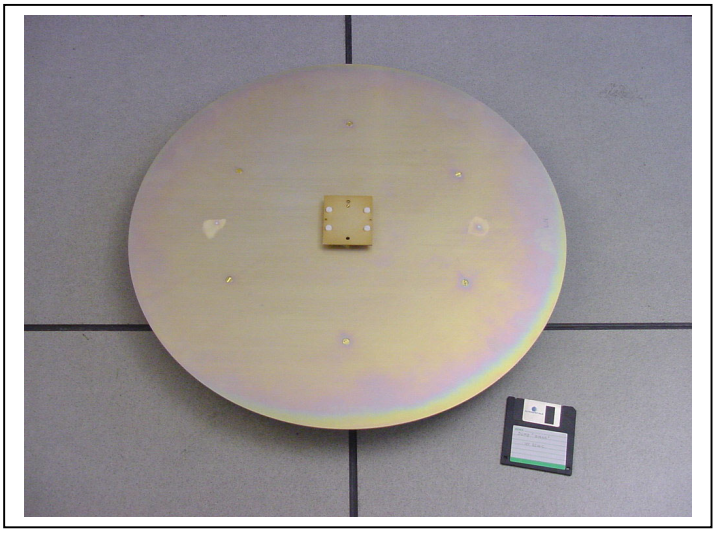


Figure 4-5
Antenne de référence bande L

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5. EVALUATIONS EXPERIMENTALES DES PERFORMANCES DE LA BASE

Ces évaluations ont été réalisées en comparant les diagrammes théoriques des antennes de référence avec les résultats de mesure effectuées dans la base étalonnée.

5.1 ANTENNE DE REFERENCE DE MISE AU POINT A 1 GHZ

5.1.1 présentation du modèle de simulation

De part la simplicité des formes géométriques des différents constituants de l'antenne de référence, le modèle de simulation numérique est entièrement conforme à la géométrie définie dans le dossier de définition. Seules, les simplifications suivantes ont dû être apportées.

- Les filetages des vis ne sont pas représentés (assimilation à un cylindre de même diamètre)

- Les vis métalliques noyées dans le métal et dont la tête est affleurante ne sont pas représentées.

- Les cercles sont assimilés à des polygones à 24 côtés.

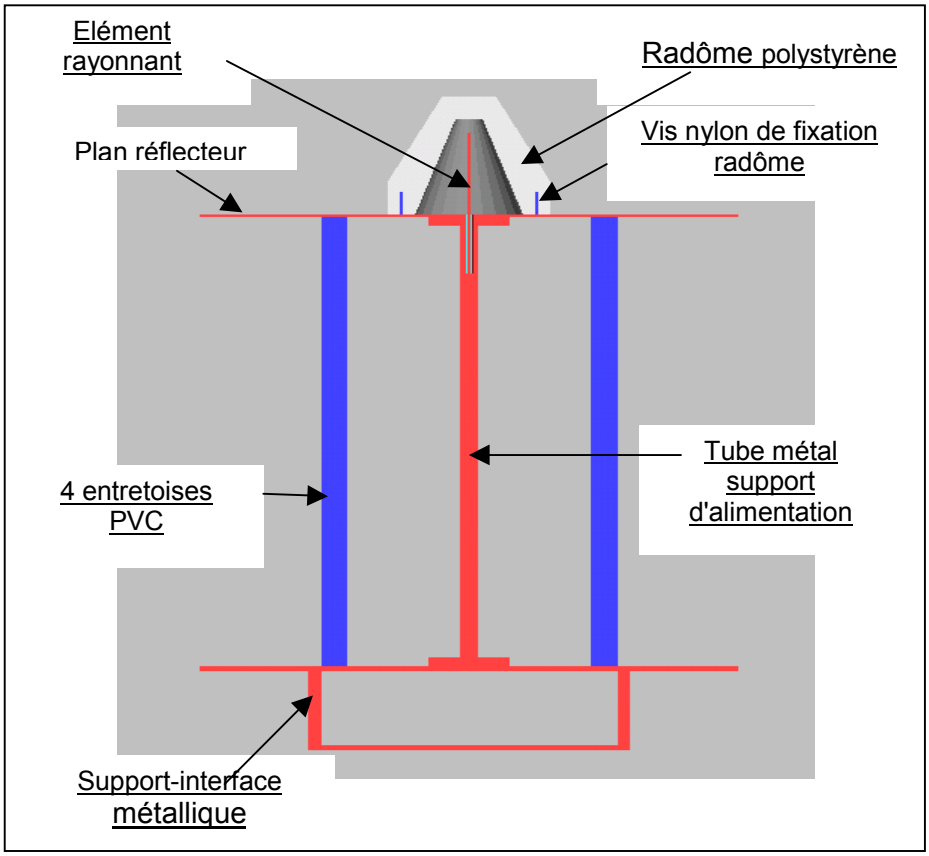


Figure 5-1

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.1.2 Diagrammes de rayonnement

5.1.2.1 Diagrammes calculés

L'outil de simulation utilisé est le logiciel HFSS produit et distribué par la société ANSOFT.

5.1.2.2 diagrammes mesurés

Les mesures de diagrammes sont réalisées en trois phases selon le processus suivant :

Phase 1 : calibration

Cette phase consiste à étalonner la sonde de mesure selon les 2 polarisations tangentes à la sphère de rayonnement.

La méthode d'étalonnage utilisée est celle précédemment décrite dans le § 3.2.

phase 2 : mesure des champs proches

L'antenne de référence est disposée au centre de la chambre, à la place de l'antenne étalon.

Le nombre de points de mesure nécessaire à la restitution correcte du diagramme en champ lointain doit être tel que :

$$N_\phi > \frac{2\Pi r}{\lambda} e^1$$

$$N_\theta = \frac{N_\phi}{2} + 1$$

Avec

N_ϕ nombre de points selon le gisement ϕ entre 0° et 360°
N_θ nombre de points selon le site θ entre 0 et 180°
r rayon de la sphère contenant l'antenne
λ longueur d'onde

Pour la fréquence de 1 GHz, le nombre d'échantillons choisi est $N_\phi = 72$ et $N_\theta = 37$ ce qui correspond à une prise de mesure tous les 5° en site et gisement.

Pour chaque point d'échantillonnage, est réalisée une mesure de l'amplitude et de la phase du champ émis selon les polarisations orthogonales E_θ et E_ϕ

Nota : la présence du pylône au centre de la chambre réduit l'amplitude du mouvement en site de la sonde de mesure. Le dernier point mesuré correspond ici à un site de 165°; on attribue au champ des 3 points manquants la dernière valeur mesurée.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

phase 3 : calcul du champ lointain

Après correction des champs par les coefficients relevés lors de la phase de calibration (application des équations 18 et 19), le fichier "champs proches" est transformé en un fichier "champs lointains" par le logiciel de transformation SNIFTD.

5.1.2.3 Résultats

Ils sont présentés sur la figure ci-dessous.

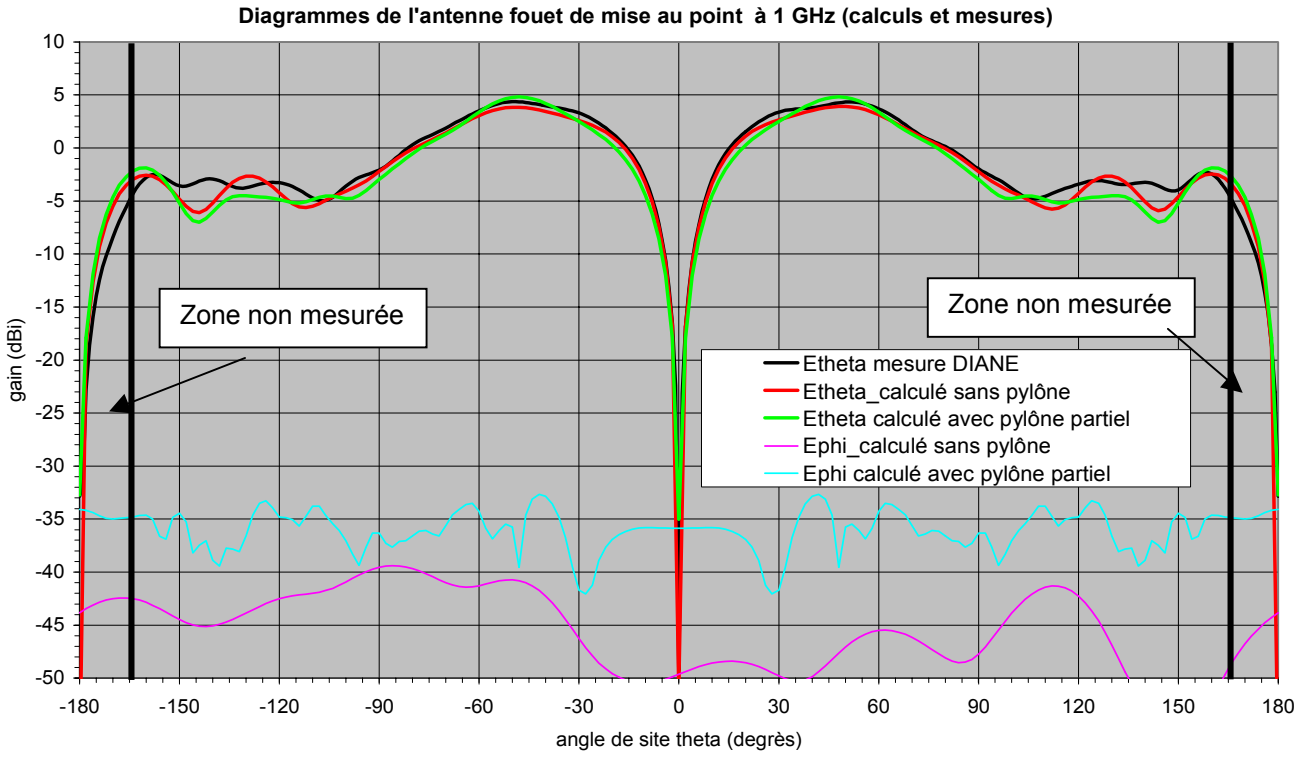


Figure 5-2

Sur cette antenne de mise au point, on constate que les résultats calculés et mesurés diffèrent de moins de 1 dB entre les sites –90° et 90° et que ces écarts peuvent être dus aux interférences créées par le pylône (comme le suggère la courbe théorique verte). Au-delà du site de 90° l'influence du pylône est plus sensible.

Dans la suite, les antennes de référence seront dotées d'un plan réflecteur plus important pour mieux s'affranchir de l'influence du pylône au moins dans la demi sphère supérieure de rayonnement (site θ compris entre –90° et 90°).

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.2 ANTENNE DE REFERENCE BANDE P

5.2.1 présentation du modèle de simulation

Comme indiqué précédemment au chapitre 5.1, la simplicité des formes géométriques des différents constituants de l'antenne rend le modèle de simulation numérique entièrement conforme à la géométrie du dossier de définition. Les mêmes simplifications mineures ont été effectuées.

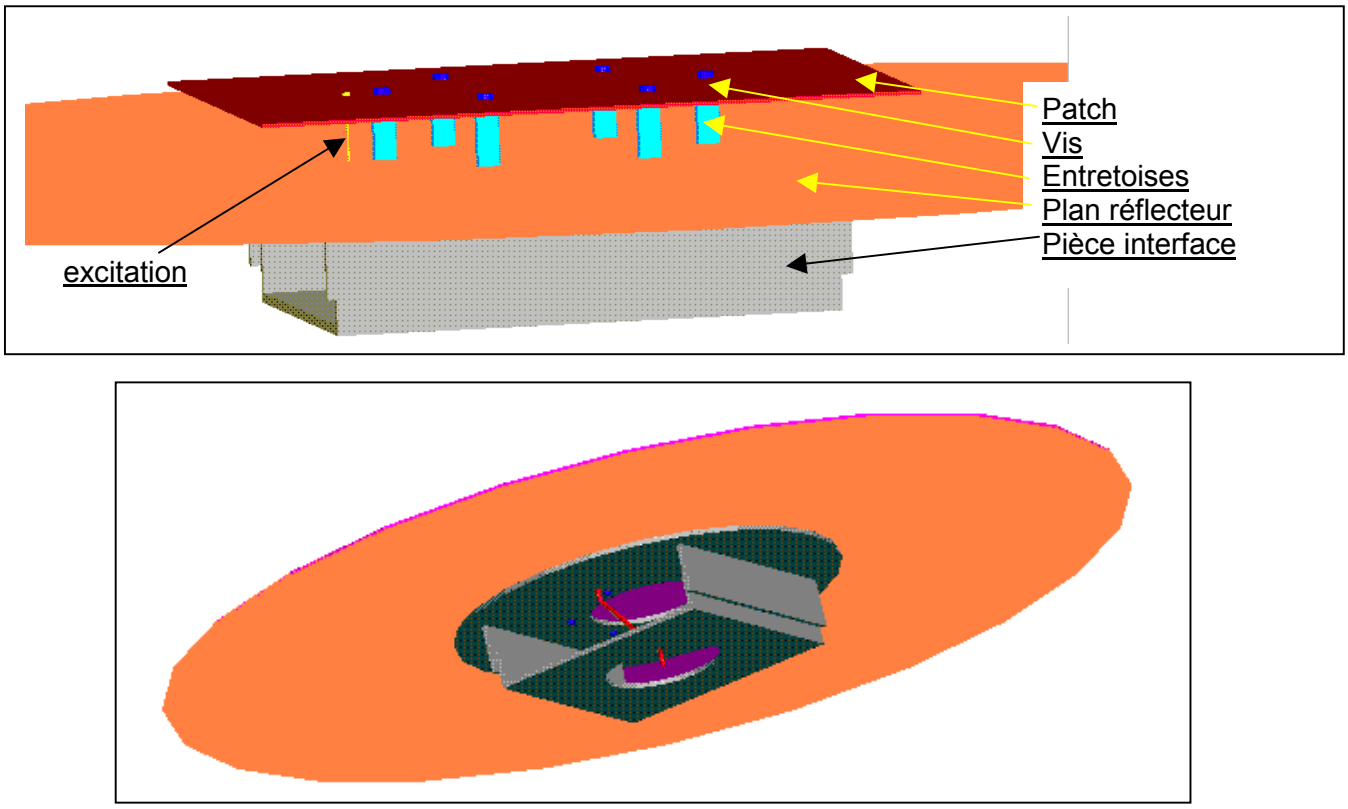


Figure 5-3
Antenne bande P
Quelques aspects de l'objet modélisé

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.2.2 diagramme de rayonnement de l'antenne bande P

Les diagrammes théoriques et mesurés sont réalisés conformément aux processus décrits dans les paragraphes 5.1.2.1 et 5.1.2.2.

5.2.2.1 Repère géométrique

Il est commun à toutes les antennes (ou objets rayonnants) testés. L'antenne est disposée dans le repère en coordonnées sphériques comme indiqué sue la figure ci-dessous

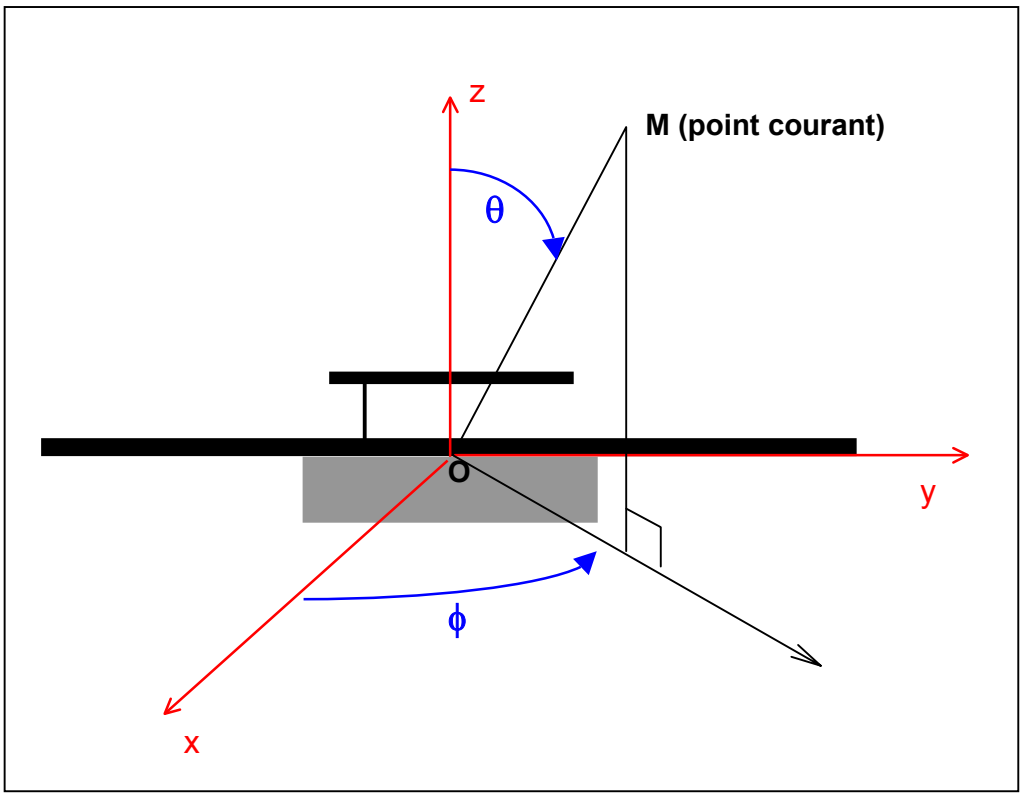


Figure 5-4

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.2.2.2 Résultats

Ils sont présentés dans les 2 plans principaux verticaux de l'antenne.

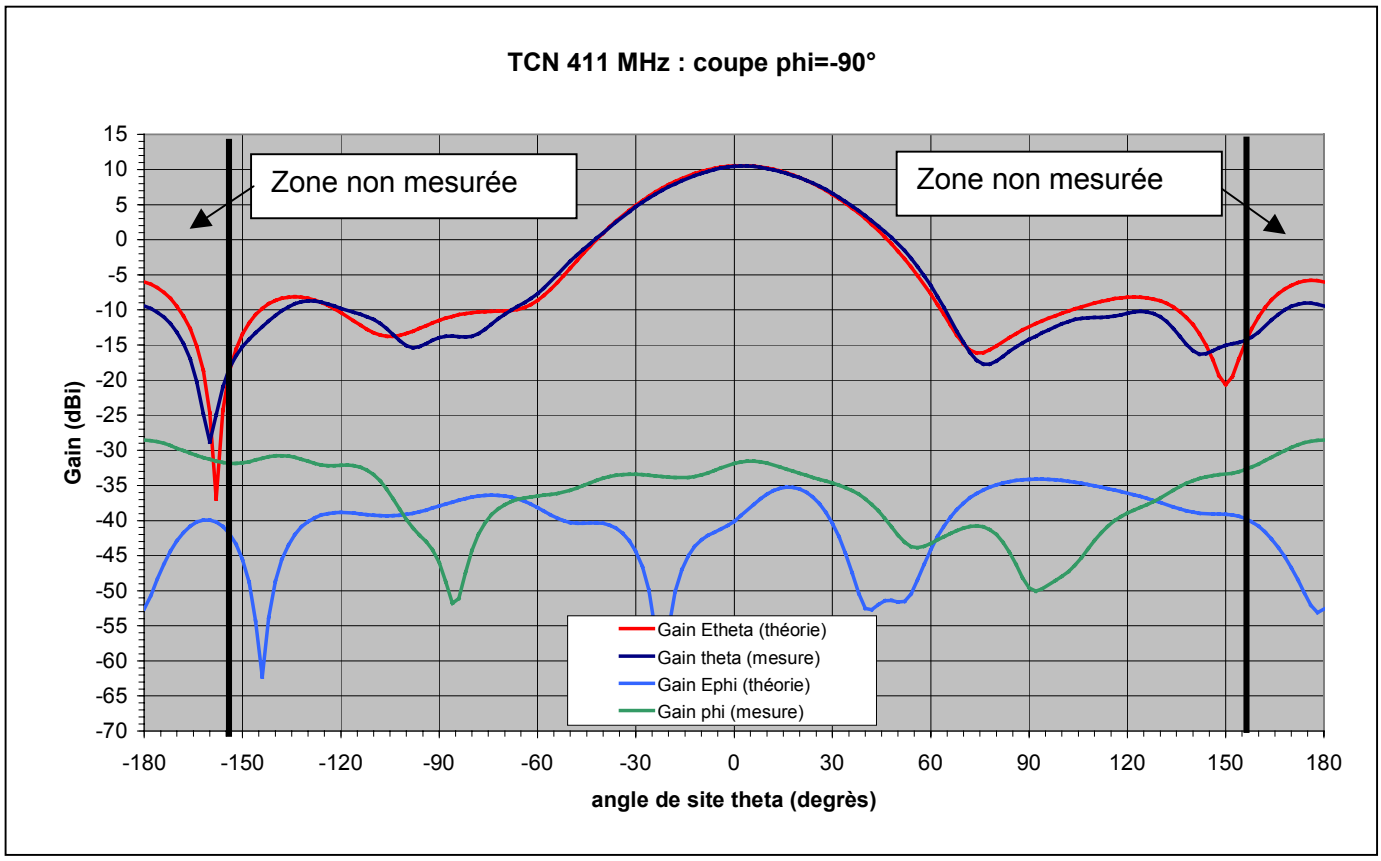


Figure 5-5
Coupe dans le plan yOz à 411 MHz

Dans cette coupe, on constate que , pour la polarisation principale (orientée θ) :

- le gain mesuré dans la direction du maximum de rayonnement est identique au gain théorique à mieux que 0.1dB près

- les niveaux mesurés et théoriques compris entre –45 et +45° sont identiques à 0.2 dB près.

- Entre 60 et 155° l'écart maximum constaté est globalement inférieur à 3 dB par rapport à la valeur calculée.

- Au delà de 156°, les mesures ne sont pas effectuées (cône d'ombre) et l'écart constaté est donc sans signification.

La zone angulaire dans laquelle les écarts les plus importants sont relevés se situe au delà du site de 70°. Ces écarts sont à priori imputables à la présence du pylône central.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

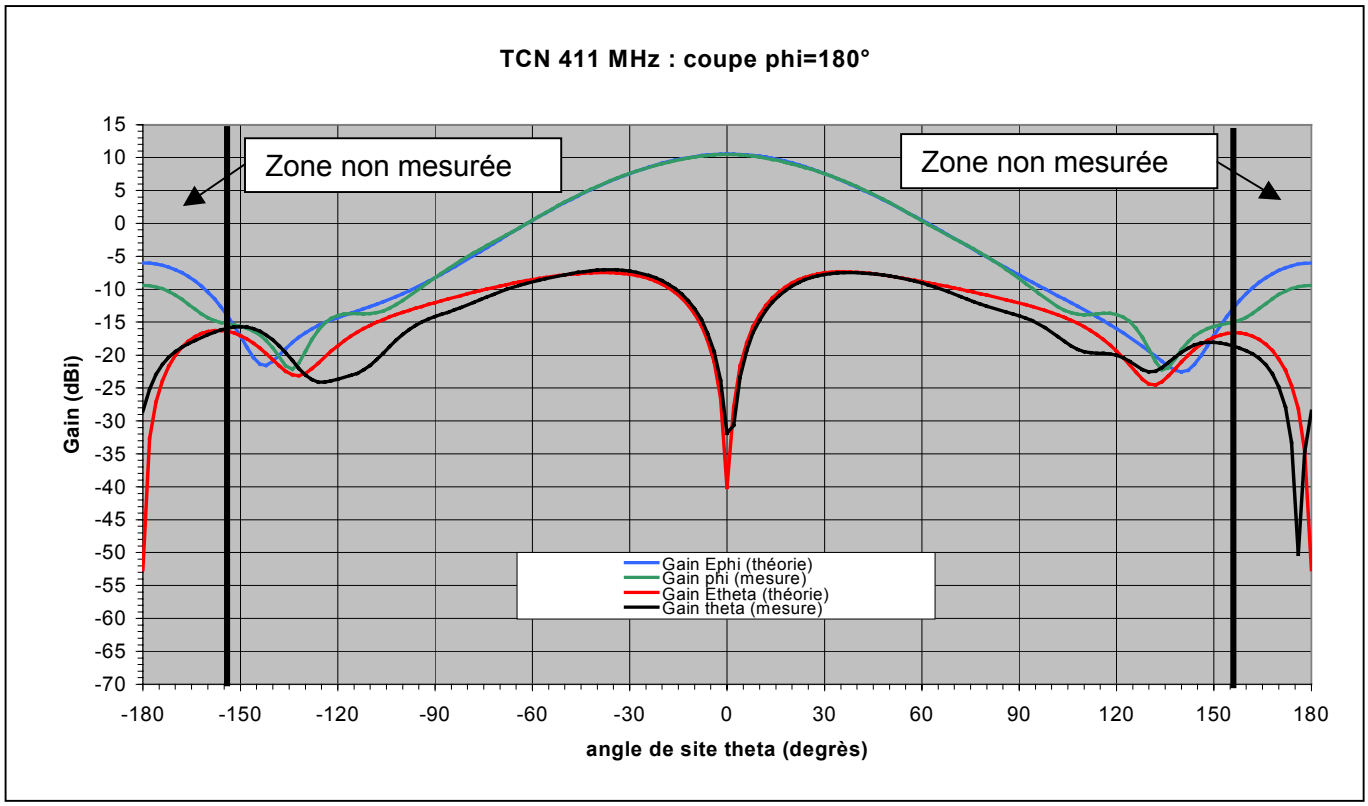


Figure 5-6
Coupe dans le plan xOz (composante des gains séparées)

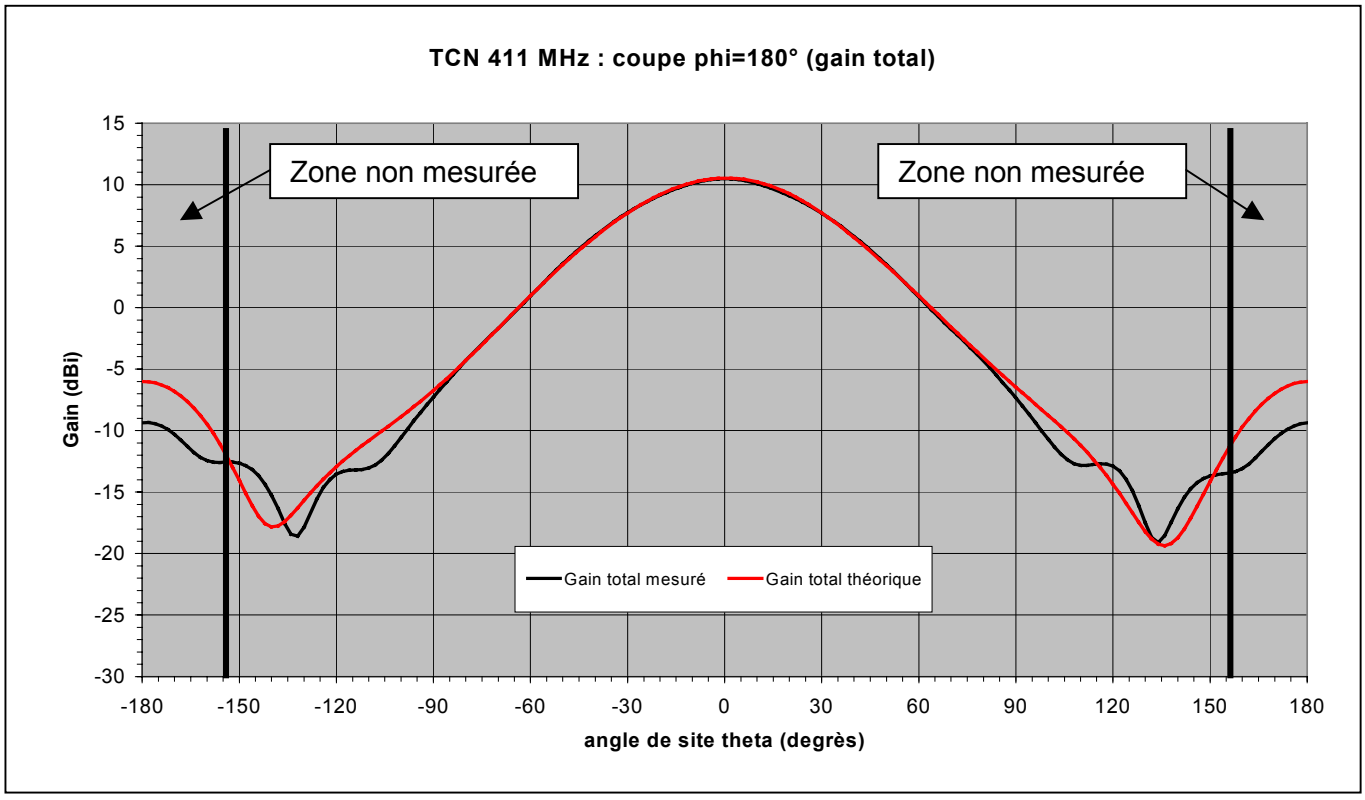


Figure 5-7
Coupe dans le plan xOz (gain total))

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

Comme attendu, la coupe xOz présente une symétrie par rapport à l'axe Oz (axe θ=0°).

Contrairement au diagramme relevé dans la coupe précédente les deux polarisations sont ici présentes et on peut remarquer l'excellent résultat obtenu en zone centrale sur les deux polarisations alors que l'une surpasse l'autre de 10 à 30 dB. Ces résultats démontrent, entre autre, la validité de la méthode d'étalonnage utilisée.

Ils permettent essentiellement de constater que :

- comme pour la coupe précédente, le gain mesuré dans la direction du maximum de rayonnement est identique au gain théorique à mieux que 0.1dB près

- pour la polarisation principale Ephi, l'influence du pylône est assez faible : elle apparaît à partir du site de ± 90° mais reste partout inférieur à 2 dB. Dans la zone comprise entre –90° et +90°, la coïncidence entre la mesure et la théorie est excellente (les écarts sont inférieurs à 0.2 dB).

- pour la polarisation secondaire Etheta les écarts entre la théorie et la mesure apparaissent vers 60° comme déjà constaté dans l'autre coupe et atteignent 5à 6 dB vers 120°.

- Au delà de 156°, les mesures ne sont pas effectuées (cône d'ombre) et l'écart constaté est donc sans signification.

La figure 5-7 représente le gain total classique de l'antenne, obtenu par composition vectorielle des gains selon thêta et phi. Il apparaît nettement que les premiers écarts théorie/mesure attribués à la présence du pylône ne commencent à être sensibles qu'à partir du site de 90° et ne dépassent pas 3 dB dans la zone de mesure utile.

Nota : Le taux de polarisation croisée de la sonde de mesure est de l'ordre de –20 dB, celui du standard de calibration utilisé de l'ordre de –30 dB. Ces valeurs ne sont donc pas responsables des écarts constatés qui doivent être imputés en priorité à la présence du pylône central.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.3 ANTENNE DE REFERENCE BANDE L

5.3.1 présentation du modèle de simulation

Comme indiqué précédemment au chapitre 5.1, la simplicité des formes géométriques des différents constituants de l'antenne rend le modèle de simulation numérique entièrement conforme à la géométrie du dossier de définition. Les mêmes simplifications mineures ont été effectuées.

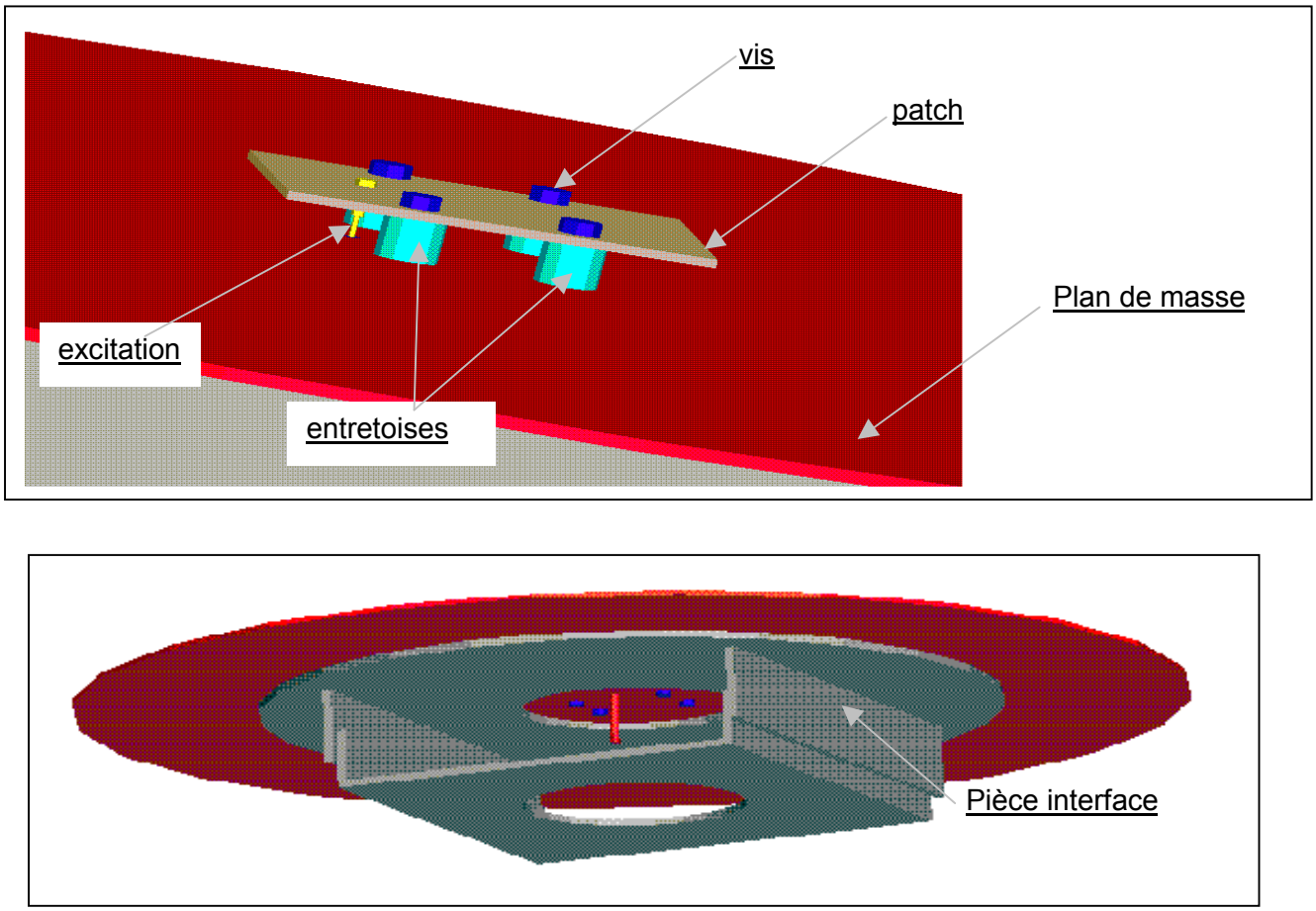


Figure 5-8

Antenne de référence bande L :
Quelques aspects de l'objet modélisé :

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

5.3.2 diagramme de rayonnement de l'antenne bande L

Les diagrammes théoriques et mesurés sont réalisés conformément aux processus décrits dans les paragraphes 5.1.2.1 et 5.1.2.2.

5.3.3 Repère géométrique

Idem § 5.2.2.1

5.3.4 Résultats

Ils sont présentés dans les 2 plans principaux verticaux de l'antenne.

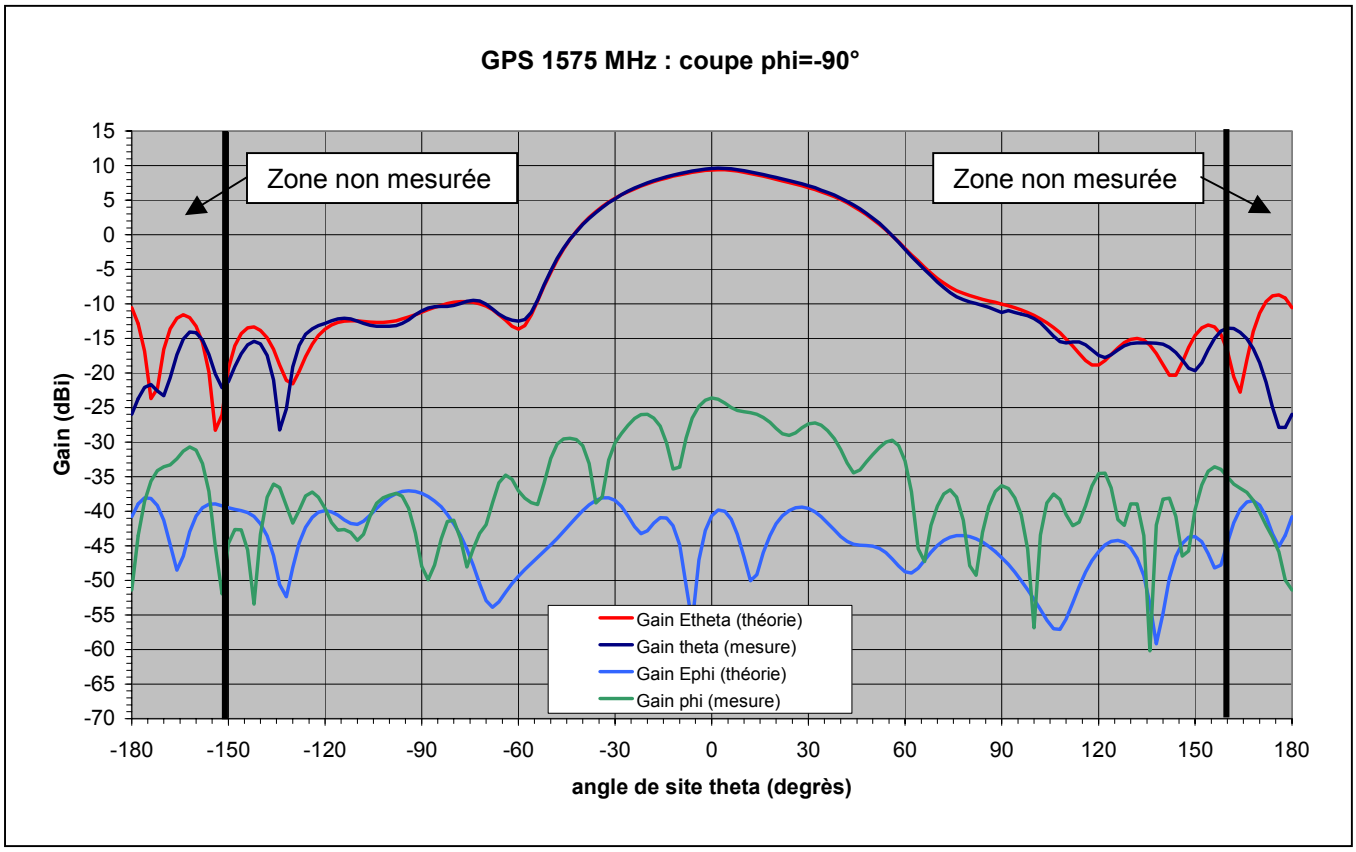


Figure 5-9
Coupe dans le plan yOz à 1575 MHz

Dans la coupe yOz ci-dessus, on constate que , pour la polarisation principale (orientée θ) :

- le gain mesuré dans la direction du maximum de rayonnement est identique au gain théorique à mieux que 0.1dB près

- les niveaux mesurés et théoriques compris entre –45 et +45° présentent des écarts inférieurs à 0.2 dB.

- Entre 60 et 120° l'écart maximum constaté est globalement inférieur à 1 dB malgré .la présence des interférences avec le pylône

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

- Au delà de 120°, les écarts constatés sont à priori imputables à la présence du pylône central.

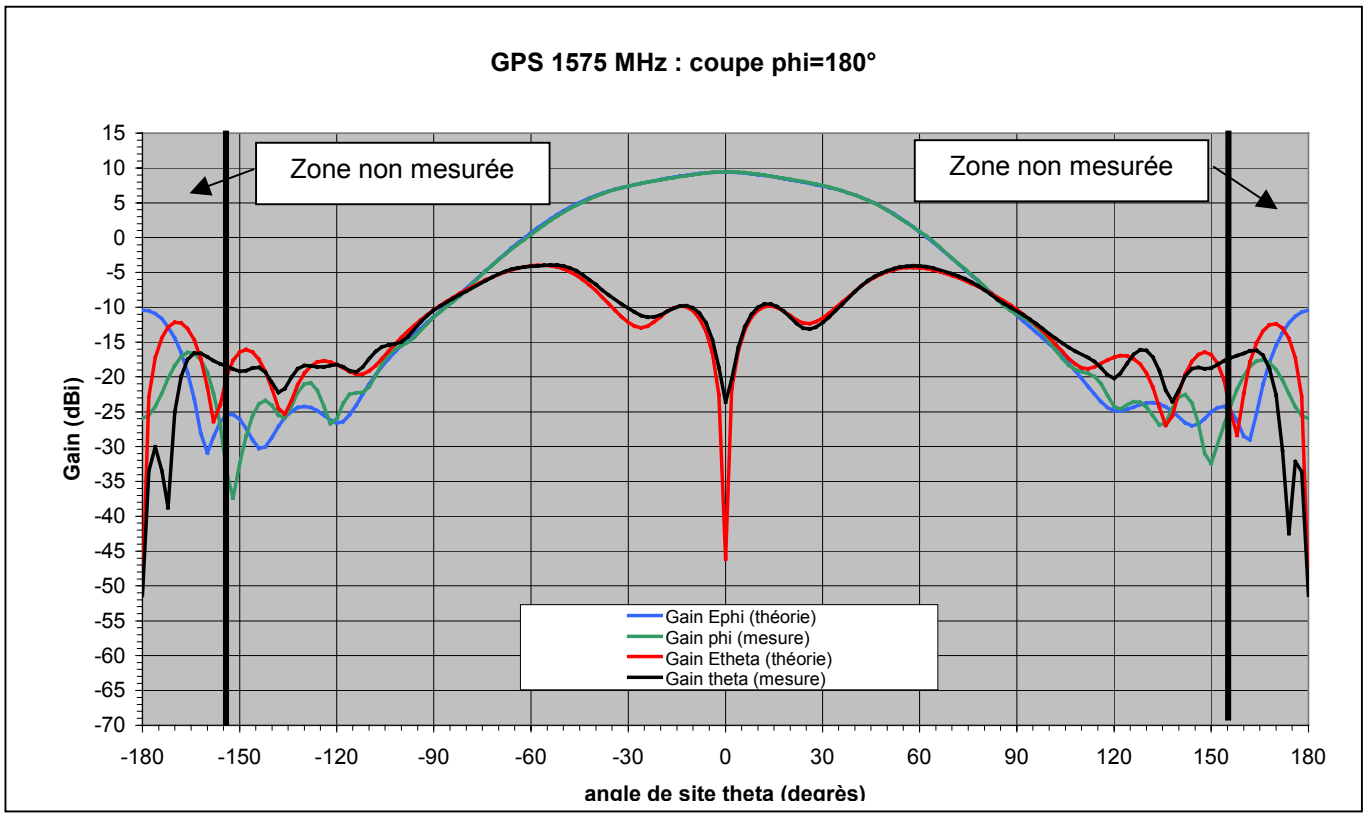


Figure 5-10
Coupe dans le plan xOz à 1575 MHz (composantes des gains séparées)

La coupe xOz ci-dessus présente la symétrie attendue par rapport à l'axe Oz (axe θ=0°).

On peut constater que les champs relevés dans la zone centrale sur la plus faible polarisation présentent de faibles écarts (2 dB maximum) par rapport à la théorie. Or, comme pour la bande P, le taux de polarisation croisée de la sonde de mesure est de l'ordre de –20 dB et celui du standard de calibration de l'ordre de –30 dB. Ces valeurs expliquent bien l'écart constaté (voir figure 3-14 (a)).

L'influence du pylône commence à apparaître au delà de 90° pour atteindre un maximum d'écart de l'ordre de 6 dB, sur la plus faible polarisation, entre 120 et 150°

Au delà de 157°, les mesures ne sont pas effectuées (cône d'ombre) et l'écart constaté est donc sans signification.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

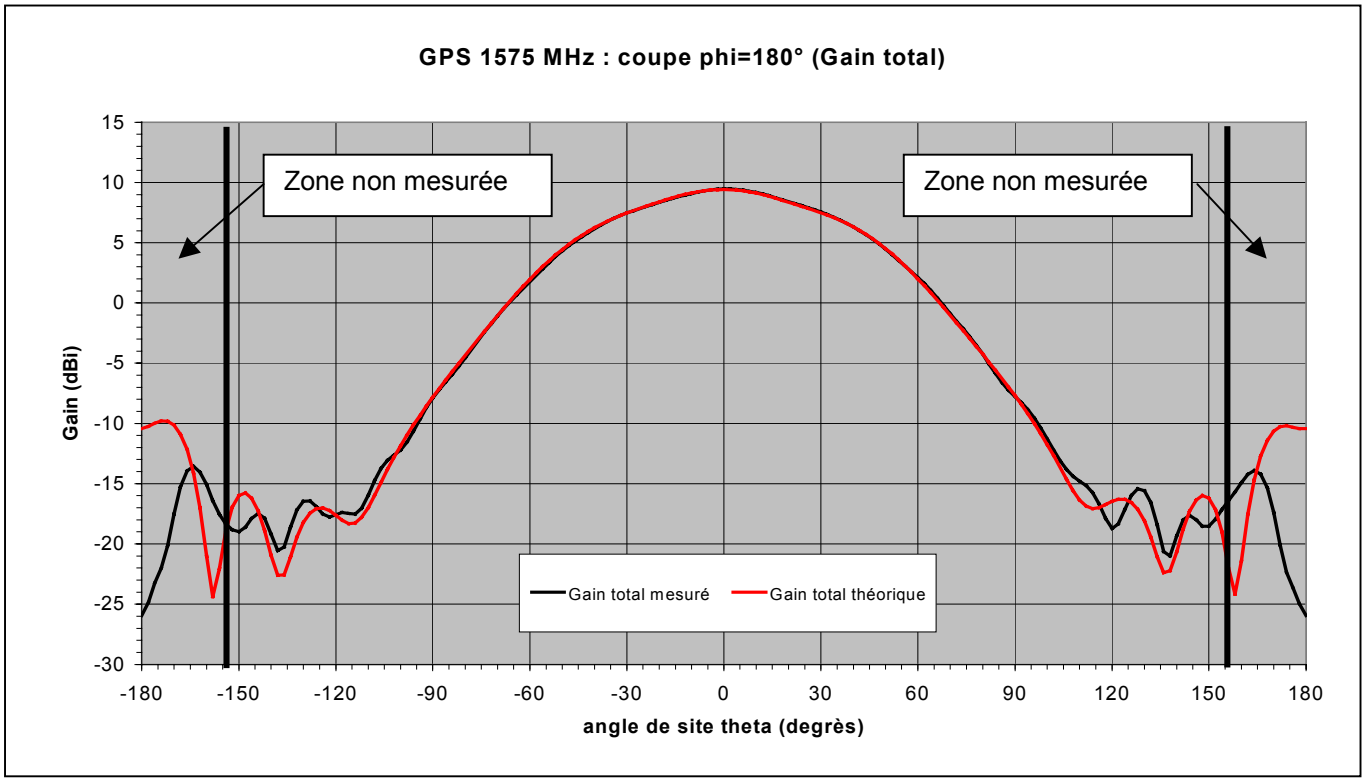


Figure 5-11
Coupe dans le plan xOz à 1575 MHz (gain total)

Si on s'intéresse au gain total classique de l'antenne, il apparaît clairement sur la figure 5-11 que les écarts de mesure sont négligeables sur la demi sphère supérieure (entre –90° et +90°) et que les écarts théorie/mesure attribués à la présence du pylône ne commencent à être sensibles qu'à partir du site de 100° et ne dépassent jamais 3 dB dans la zone de mesure utile. Pour la mesure du gain total, le taux de polarisation croisée des antennes utilisées (-20 dB pour la sonde de mesure et –30 dB pour le standard de calibration) n'apporte pas d'erreurs de mesures sensibles.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

6. CONCLUSION

Les travaux d'amélioration entrepris durant ces trois dernières années sur la base de mesure d'antennes concernent aussi bien les moyens de mise en œuvre électroniques et mécaniques que les processus d'étalonnage de la base et de vérification des mesures. Au terme de ces travaux, les nouvelles performances de la base ont été vérifiées. Elles sont résumées dans le tableau récapitulatif suivant.

Bande de fréquence	150 MHz - 6 GHZ (12 GHz en prévision)
Précision angulaire des positionneurs	± 0.02°
Précision angulaire des axes du référentiel	± 0.5°
Sensibilité de la base (mesurée à 1 GHz)	-100 dBi
Précision de mesure sur le gain total dans 2Π stéradians (dépend de la géométrie de l'antenne)	± 0.5 dB typique
Précision de mesure sur les champs résiduels et sur les composantes du champ principal avec : cross polar sonde de mesure =-20 dB Cross polar standard de calibration =-40 dB - entre 0 et –10 dB sous le champ principal - entre –10 et –20 dB sous le champ principal - entre –20 et –30 dB sous le champ principal - entre –30 et –50 dB sous le champ principal	 < 0.5 dB < 1 dB <3 dB <15 dB
Dimensions maximales du spécimen sous test Masse maximale	compris dans sphère de 2m de diamètre 150 kg

Cette base est ouverte à tous travaux de mesures de diagrammes d'antennes dans un espace protégé (DR, CD, SD). Sa forte sensibilité permet également la réalisation de mesures d'efficacité de blindages.

Les antennes de références réalisées par EADS-LV peuvent être utilisées pour réaliser des comparaisons entre différentes bases.

This document is the property of EADS LAUNCH VEHICLES and shall not be communicated to third parties and/or reproduced without prior written agreement.
Its contents shall not be disclosed. © - EADS LAUNCH VEHICLES - 2003

BACK

MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Thierry Ollivier, SILICOM REGION OUEST

INTRODUCTION

SAMS est un logiciel réalisant le pilotage des instruments, l'acquisition et le post-processing des diagrammes de rayonnements d'antennes. Il a été développé conjointement par SILICOM et le CNES et est commercialisé depuis 1998.

L'objet de cet article est de présenter la versatilité du logiciel, illustrée, entre autres, par l'une de ses applications à la mesure de champ électromagnétique pour la société TDF et implémentée par SILICOM dans le logiciel SAMS.

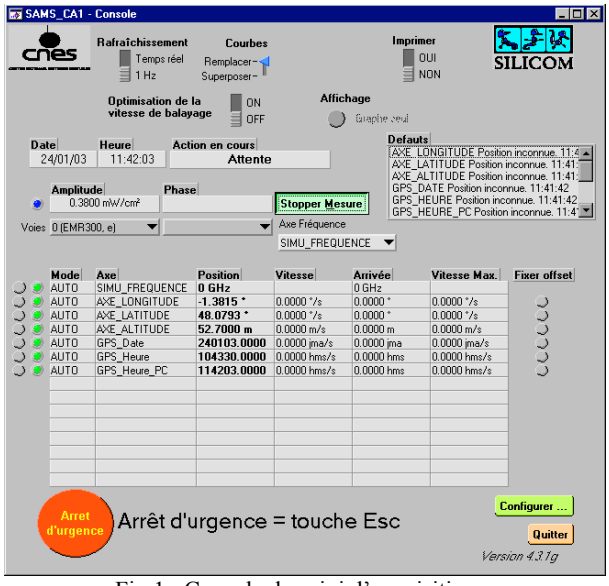


Fig 1 : Console de suivi d'acquisition

FONCTIONNALITES STANDARD DE SAMS

La version standard de SAMS réalise l'automatisation complète de l'acquisition de diagrammes de rayonnement d'une antenne, via le pilotage d'un positionneur multi-axe et de l'instrumentation radiofréquence d'émission et de réception. Il a été conçu pour les équipes de développement ou de caractérisation d'antennes, qui recherchent un logiciel automatisé d'acquisition de diagrammes de rayonnement d'antennes qui soit fiable, rapide, et compatible avec tout type de matériel. SAMS est actuellement interfacé avec plus de 50 types différents d'appareils

Il peut être adapté à de nombreuses applications connexes, telles que la mesures de Champs forts, la mesure de SER, la mesure en champ proche, la mesure d'antennes aéroportées etc.

DESCRIPTION DU MODE DE MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

L'objectif de ce mode est de pouvoir mesurer à un emplacement donné le niveau de champ radioélectrique, à une fréquence ou dans une bande de fréquence donnée, en utilisant un système aisément transportable.

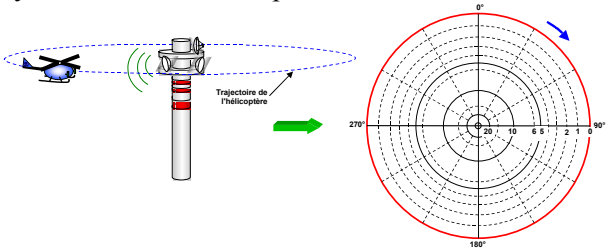


Fig 2 : Exemple de mode de mesure

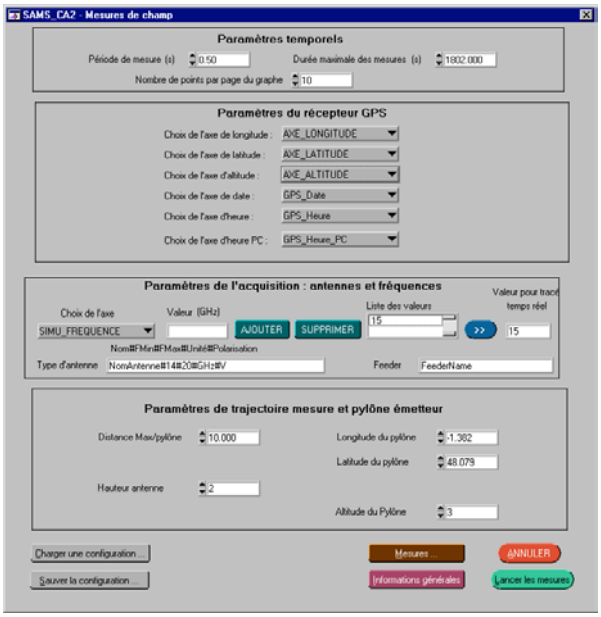


Fig 3 : Ecran de définition des mesures

MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Thierry Ollivier, SILICOM REGION OUEST

Pendant l'acquisition, un relevé simultané de la position géographique de l'équipement de mesure est effectué en permanence. La connaissance de la position de l'antenne d'émission permet un tracé graphique du positionnement relatif du système de mesure.
Ce relevé de la position est fait à partir d'un récepteur GPS connecté au PC qui accueille le logiciel.
Le relevé de mesure, lui, est réalisé à partir d'un appareil de mesure hyperfréquence, lui aussi connecté au PC..

MODES D'UTILISATION

Le rythme et la durée de l'acquisition sont paramétrables.

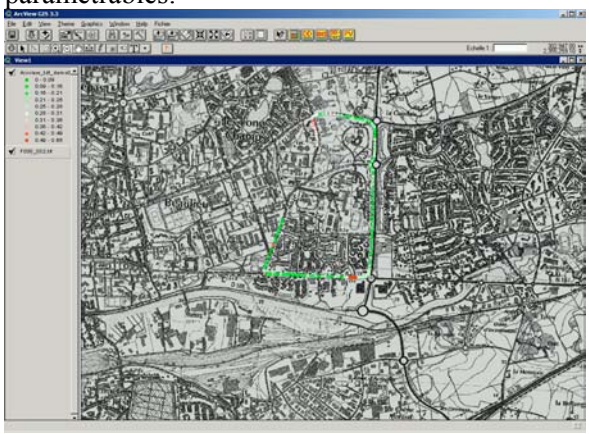


Fig 5 : Trajectoire de mesure réalisée en véhicule

On distingue 2 modes d'utilisation:

· Un mode continu permettant l'acquisition et l'exploitation de mesures réalisées en véhicule. Dans ce mode, il est procédé à l'acquisition simultanée de la position GPS et du niveau de champ (ou tension). Ensuite, dans la phase de post traitement, le champ reçu est calculé en fonction des caractéristiques du système de mesures ; le résultat est géré en fichier et visualisé sous une représentation cartographique.

· Un mode ponctuel permettant de réaliser des mesures ponctuelles puis d'exploiter ces mesures par l'intermédiaire de l'outil de post traitement pour établir un lien à posteriori entre la position des points et les mesures. Enfin, le calcul du champ reçu est effectué et les points sont positionnés sur un plan scanné géoréférencé

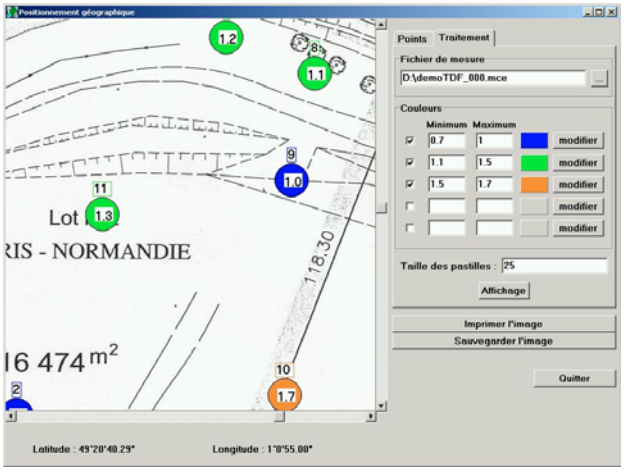


Fig 4 : Mesures ponctuelles de champs

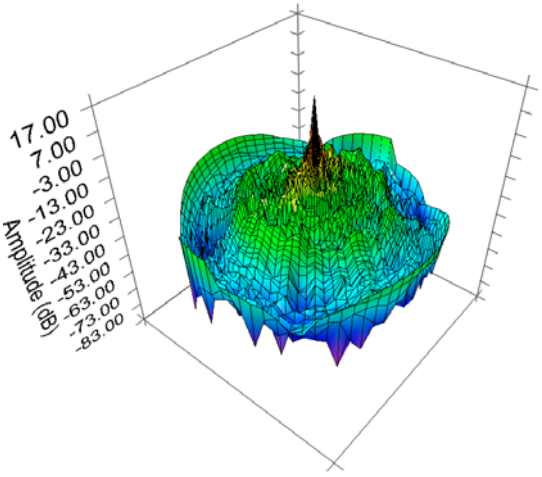


Fig 6 : Visualisation 3D Polaires dans SAMS DA

MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Thierry Ollivier, SILICOM REGION OUEST

Le schéma suivant décrit de façon synthétique le mode de fonctionnement au travers de SAMS CA et de l'outil de post traitement.

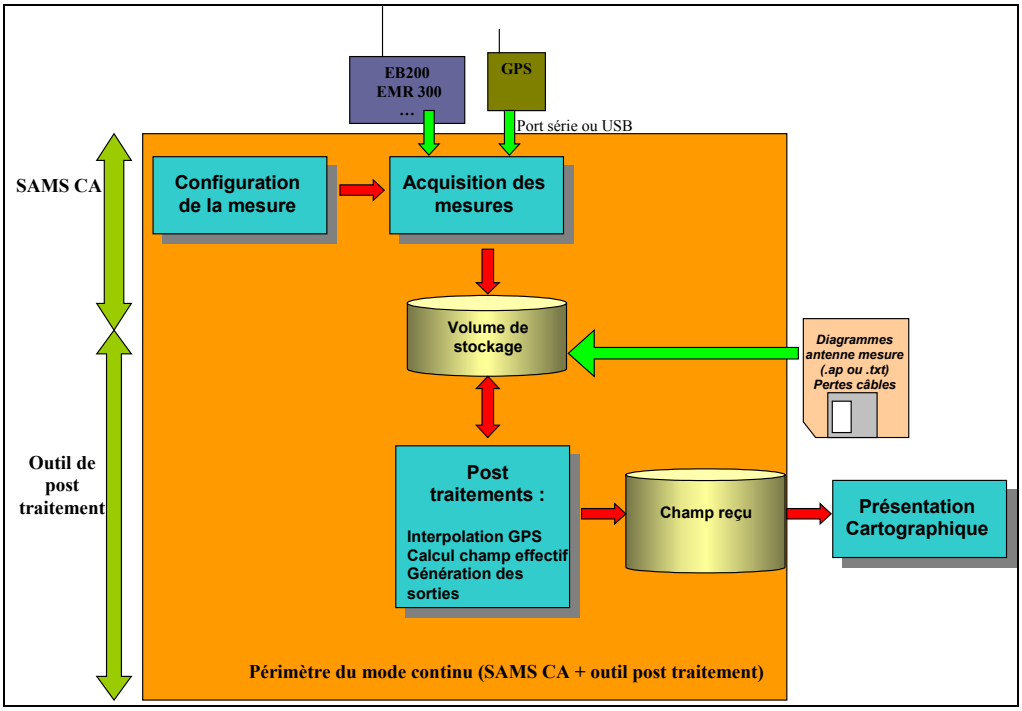


Fig 7 : Synoptique de fonctionnement

TRAITEMENT DES DONNEES

Dans le traitement de la mesure, sont pris en compte les caractéristiques du banc de mesures (antennes, câbles…) ainsi que la position relative du récepteur par rapport à l'antenne d'émission, pour en déduire des mesures brutes, les niveaux de champs reçus.

Le séquencement des mesures s'opère selon les phases suivantes :

- Préparation de la campagne de mesure
- Configuration du banc de mesure
- Acquisition des mesures
- Enregistrement des mesures brutes
- Restitution des résultats de mesure après traitements

Les fonctions rendues, la diversité des appareils de mesures utilisables, la prise en compte des différents contextes sont intégrées dans l'outil de mesure de champ de proximité.

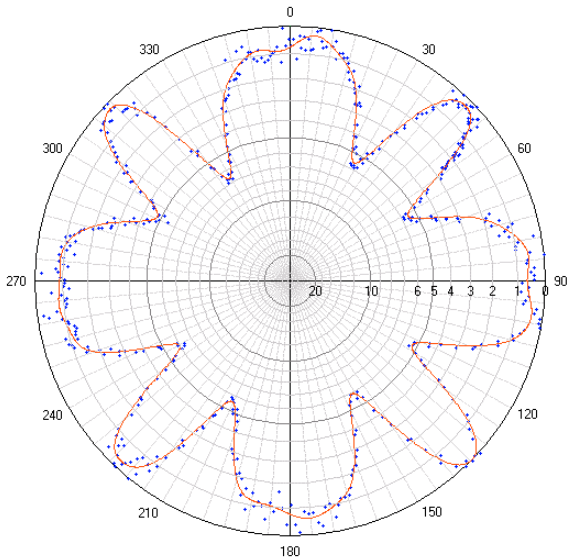


Fig 8 : Lissage de diagramme

MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Thierry Ollivier, SILICOM REGION OUEST

Il peut aussi s'interfacer avec des logiciels de traitement existants via des modules d'importation/Exportation de données vers plusieurs formats différents

Les traitements implémentés par SILICOM, spécifiques à ce domaine sont les suivants :

- Interpolation des données GPS, pour lisser le parcours effectué
- Calcul du cap dans le cas de mesure en mode continu, calcul de l'angle de site et azimut, prise en compte des diagrammes d'antennes et des pertes feeder afin de calculer le facteur K.
- Exportation Arcview

DESCRIPTION DU MODE DE MESURE DE DIAGRAMME PAR SYSTEME AEROPORTE

L'objectif de ce deuxième type d'application est de mesurer le diagramme d'une antenne dans son contexte réel d'implantation depuis un moyen mobile (avion, hélicoptère, etc.).
Pour ce genre de mesure, l'antenne à mesurer peut soit être fixe, soit être mobile. Dans le second cas, une acquisition temps réel de sa position sera nécessaire pour corréler les mesures effectuées.

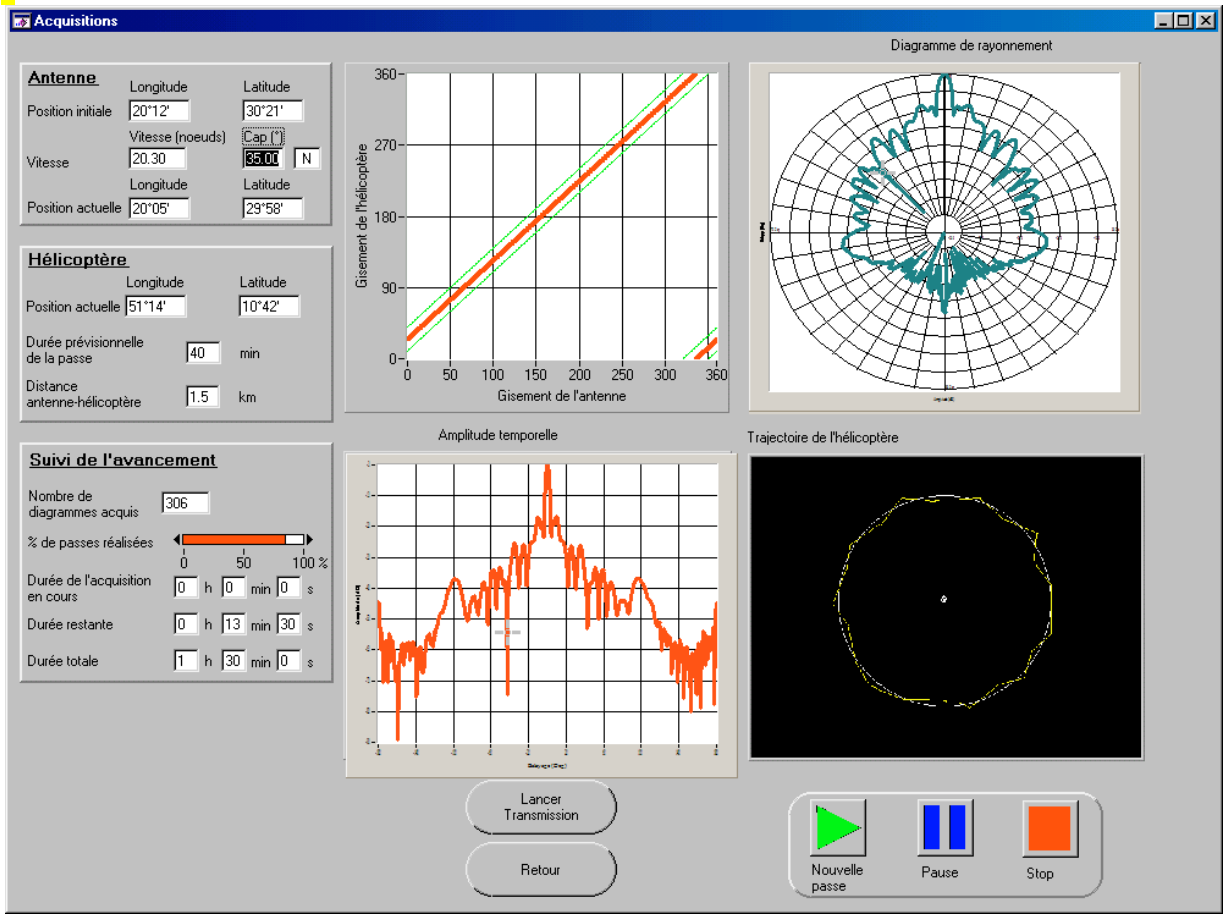


Fig 9: Ecran d'acquisition de diagrammes depuis un hélicoptère

Les mesures peuvent être réalisées à une seule altitude, sur 360° de rotation (mesure d'une seule coupe), ou à plusieurs altitudes (mesure d'une partie de diagramme ou d'un ½ diagramme).
L'utilisation d'un outil post-traitement comme SAMS DA prend tout son sens, pour l'analyse

MESURE DE CHAMP PAR SYSTEME PORTABLE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Thierry Ollivier, SILICOM REGION OUEST

de diagrammes partiels ou complets (superposition de coupes, visualisations 3D cartésiennes, polaires, isovaleurs, isosurfaces).

CONCLUSION

Ce type d'adaptation peut être utilisé pour mesurer les champs radioélectriques à proximité des stations de bases GSM, autour d'antennes montées sur des avions, bateaux, etc.

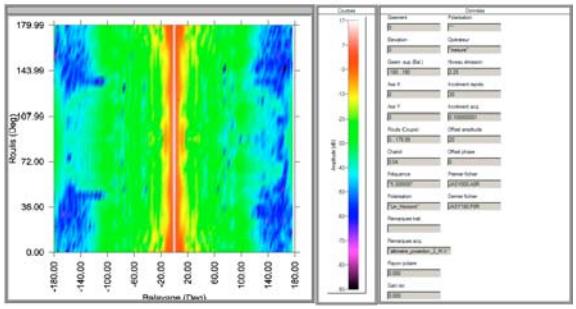


Fig 10 : Isosurfaces en coordonnées cartésiennes dans SAMS-DA

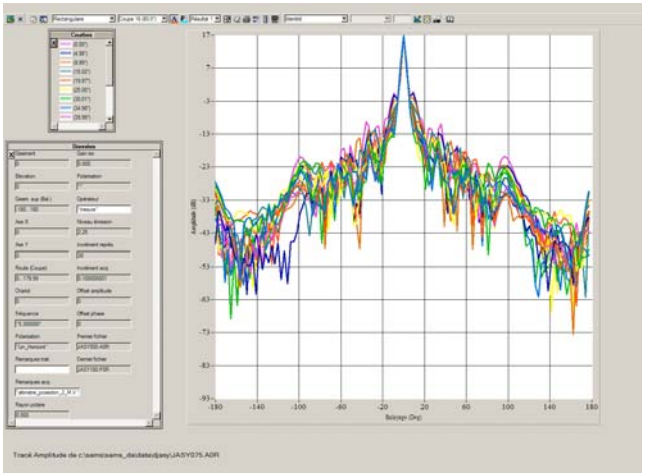


Fig 11 : Superposition de courbes en coordonnées cartésiennes dans SAMS DA

Il peut être, soit réalisé uniquement dans un plan (au sol, ou à altitude constante positive), soit, en utilisant l'altitude donnée par le récepteur GPS, dans l'espace complet (ex. d'utilisation avec un hélicoptère).

BACK

Les diagrammes de rayonnement d'antennes.

Auteur: Jean-Luc BAGLIERI
EUROCOPTER
Aéroport Marseille Provence
Service XMR/M
BP 13
13725 MARIGNANE Cedex

Tél: 04 42 85 79 30
Fax: 04 42 85 86 45
e-mail: jean-luc.baglieri@eurocopter.com

Mots clés:
Diagramme de rayonnement d'antennes
Simulation
Prévision de performances

Abstract

Helicopters are relatively small compared to transport aircraft and over-equipped with radio-communication and radio-navigation equipments.
A good positioning of related antennae is critical to achieve good performance.
A simulation method is used to obtain antennae radiation patterns.
Nevertheless, these radiation patterns have to be checked and confirmed by flight tests.

The purpose of the conference is to present the different tools which allows Eurocopter to achieve optimized antennae location and to draw the antennae radiation patterns.

Introduction

De nos jours les hélicoptères sont de plus en plus équipés en systèmes radio-communication et radio-navigation.
La personnalisation et l'ajout d'équipements optionnels sont susceptibles de modifier le diagramme de rayonnement des antennes et, par conséquent, les performances des équipements radio.

L'espace disponible pour l'implantation des antennes devient de plus en plus restreint, et dans ce contexte, pour éviter tout problème de perturbation, un positionnement judicieux s'avère indispensable.

Pour réduire les coûts d'essais en vol et les cycles de développement, Eurocopter utilise un logiciel de simulation appelé ASERIS-BE.
La simulation peut être utilisée dans différents cas:

- localiser le meilleur emplacement pour l'intégration d'une nouvelle antenne sur un hélicoptère "lisse" (sans optionnel),
- déplacer légèrement une antenne et vérifier la non-dégradation des diagrammes de rayonnement,
- rajouter un optionnel et vérifier la non-dégradation des diagrammes de rayonnement.

Dans ce document, il sera présenté brièvement:

- la méthode de simulation,
- la station sol utilisée pour tracer les diagrammes de rayonnement lors d'essais en vol,
- une comparaison de diagrammes de rayonnement issus de la simulation et d'essais en vol.

1. Les diagrammes de rayonnement d'antennes: la méthode de simulation

Eurocopter utilise un logiciel appelé ASERIS-BE qui a été développé par le Centre Commun de Recherche de EADS.
Cet outil réalise des modélisations de diagrammes de rayonnement d'antennes.

Comme la plupart des applications liées aux ondes électromagnétiques, la méthode utilisée dans notre cas pour tracer des diagrammes de rayonnement est dite "exacte" car elle s'appuie sur la résolution d'équations de Maxwell par le biais d'éléments finis de frontières.
Pour simplifier au maximum le calcul, on suppose que l'hélicoptère est un conducteur parfaitement conducteur (un clinquant par exemple).
Suivant les instructions données par l'utilisateur, le calculateur présente l'hélicoptère régulièrement maillé sous forme de triangles (figure 1).
Il est à noter que les fenêtres ou radômes ne sont pas pris en compte pour le calcul du maillage.

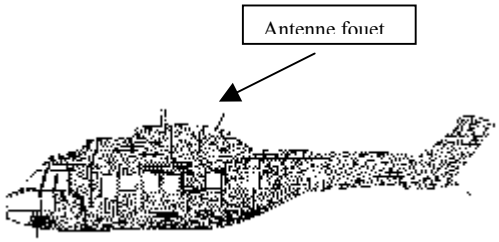
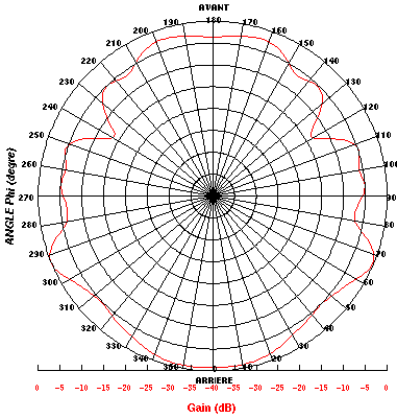
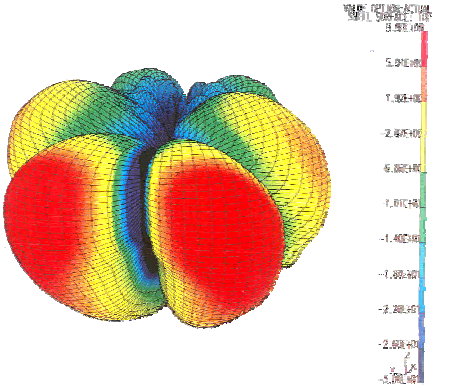


Figure 1

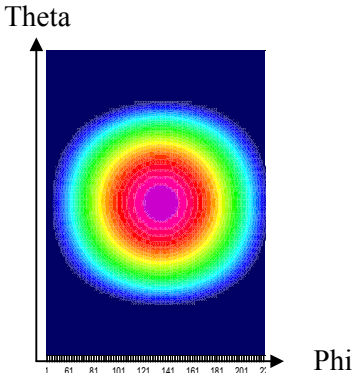
L'antenne placée sur le capot coulissant est considéré comme un générateur de tension associé à un élément rayonnant (le fouet). L'onde émise à partir de celle-ci va se propager et interagir avec la structure de l'hélicoptère suivant le type et la forme du matériau rencontré.
A chaque nœud du maillage les courants induits de surface sont calculés.
Après calcul du rayonnement des courants, l'application fournit à l'utilisateur un diagramme de rayonnement en 2 ou 3 dimensions ou sous forme de cartographie (figure 2).
Le panel de couleur qui s'étend du rouge au bleu est représentatif du niveau de champ calculé
(rouge = niveau de champ maximum).



2D Antenna radiation pattern



3D Antenna radiation pattern



Antenna radiation pattern
Cartography

Figure 2

2. <u>Les diagrammes de rayonnement d'antennes: les essais en vol</u>

Si la simulation permet de réduire les coûts, des essais de vol restent encore indispensables.
Ces essais, réalisés sur hélicoptère "lisse" (sans optionnel), ont pour but:

- de valider les diagrammes de rayonnement issus de la simulation,
- d'obtenir la valeur de champ maximum émis par l'antenne en essai,
- de réaliser des prévisions de performance des équipements de radio-communication.

La réalisation d'un diagramme de rayonnement d'antenne se fait de la façon suivante:

L'hélicoptère effectue une rotation de 360° en vol stationnaire à une distance et une altitude déterminées.

Pendant sa rotation et par l'intermédiaire de l'antenne en essai, l'aéronef émet, à une fréquence f, un signal modulé par les informations du cap de l'hélicoptère.

L'acquisition des informations du cap est réalisée grâce à une installation d'essais en vol installée à bord de l'aéronef (figure 3).

Au sol, la station réceptionne le signal, démodule les informations du cap de l'hélicoptère et un calculateur trace le diagramme de rayonnement en coordonnées polaires (niveau de champ en fonction du cap).

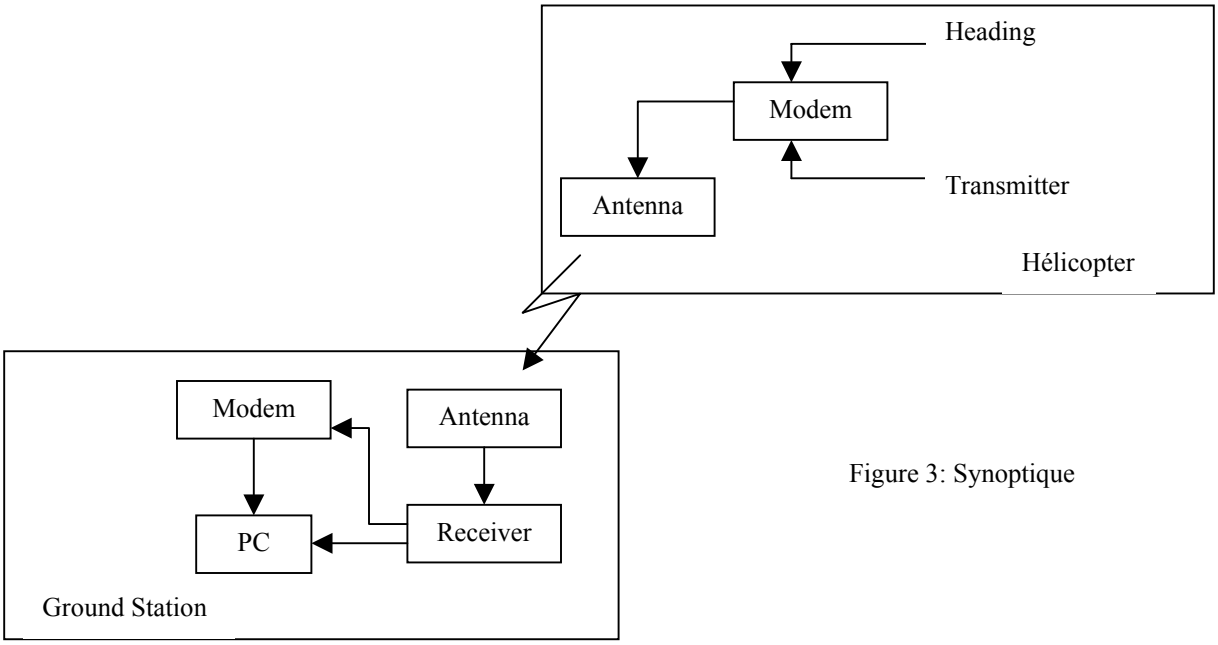


Figure 3: Synoptique

De ces diagrammes ainsi obtenus, il est possible d'exploiter différentes informations telle que:

- le facteur de champ (le niveau de champ maximum reçu),
- le facteur de forme (les atténuations).

C'est à partir de l'information du niveau de champ maximum que sont calculées les différentes atténuations obtenues sur les diagrammes (issus de la simulation ou d'essais en vol) et de ce fait, de faire des prévisions de performances des équipements radio.

3. Les diagrammes de rayonnement: comparaison entre la simulation et les essais en vol

Concernant la simulation, cette méthode est capable de prendre en compte les multiples interactions qui existent entre l'antenne et la structure de l'hélicoptère.
Les diagrammes de rayonnement issus de la simulation et ceux obtenus à partir d'essais en vol sont présentés de la même façon. De ce fait, il est donc très facile de faire une comparaison entre les différents diagrammes tracés (figure 4).



Simulation in horizontal plan Flight measurement

Figure 4

4. Conclusion

Après plus de 6 ans d'existence et d'utilisation (en 1995 la première validation), le logiciel ASERIS-BE de simulation de diagrammes de rayonnement d'antennes a fait ses preuves et donne entière satisfaction.
Il permet de réduire les coûts d'essais en vol et les cycles de développement.

Cette simulation peut être utilisée pour satisfaire aux besoins suivants:

- localiser le meilleur emplacement pour l'intégration d'une nouvelle antenne sur un hélicoptère "lisse" (sans optionnel),
- déplacer légèrement une antenne et vérifier la non-dégradation des diagrammes de rayonnement,
- rajouter un optionnel et vérifier la non-dégradation des diagrammes de rayonnement.

Malgré ASERIS-BE, les essais en vol restent indispensables pour valider la simulation.

Les résultats obtenus entre les différents essais (essais sol, essais en vol et simulation), permettent d'obtenir des prévisions de performances fiables des équipements radio.

Architecture d'une chaîne télémesure de lanceur

Fabrice Blondeau Ingénieur Système
EADS Launch Vehicles
Les Mureaux – France

Résumé

Les exigences des véhicules spatiaux en terme de télémesure ont évolué considérablement depuis une décennie. Les besoins de qualification des lanceurs en vol, mais aussi de recalage des simulations, nécessitent l'acquisition de données bord de plus en plus nombreuses. La souplesse demandée aux architectures a fait évolué également considérablement le matériel afin de répondre à de multiples configurations, sans remettre en cause le développement des équipements. EADS-LV prend en compte cette maîtrise des demandes et des coûts grâce à une architecture des chaînes Télémesure modulaire et répartie. EADS-LV a choisi une seule ligne de produits, permettant de répondre à divers besoins qui vont du petit lanceur aux lanceurs lourds ARIANE 5.

Mots Clés

Architecture de télémesure ; Architecture répartie ; Architecture modulaire ; Lanceurs spatiaux

Introduction

EADS-LV produit une grande variété de lanceurs spatiaux, répondant à divers besoins qui vont des petits lanceurs aux lanceurs lourds de satellites ARIANE 5. Les besoins en télémesure ont considérablement évolué depuis dix ans et se sont accrus en terme de nombre de voies de mesures, de diversité de mesure, de cadence d'acquisition. Tout cela avec des demandes fortes de modularité afin de permettre une bonne maîtrise des coûts et d'augmenter la réactivité. La réponse d'EADS-LV s'articule autour d'une architecture de chaîne télémesure modulaire d'acquisition et de traitement utilisant des équipements embarqués développés par IN-SNEC du groupe ZODIAC.
Les architectures actuelles permettent de réaliser de nombreuses configurations avec :

- Un ou plusieurs codeurs principaux chargés de collecter les informations et de les renvoyer au sol, par liaison filaire lors des contrôles au sol, ou par liaison hertzienne durant le vol.
- Des codeurs décentralisés chargés de collecter les informations du lanceur au plus près des points de mesure avec des capacités très variées de conditionnement (tension, courant, pont etc…).
- Un ou plusieurs émetteurs avec leurs antennes.
- Des capteurs conditionnés par les codeurs ou alimentés sur le réseau bord.

Petit lanceur

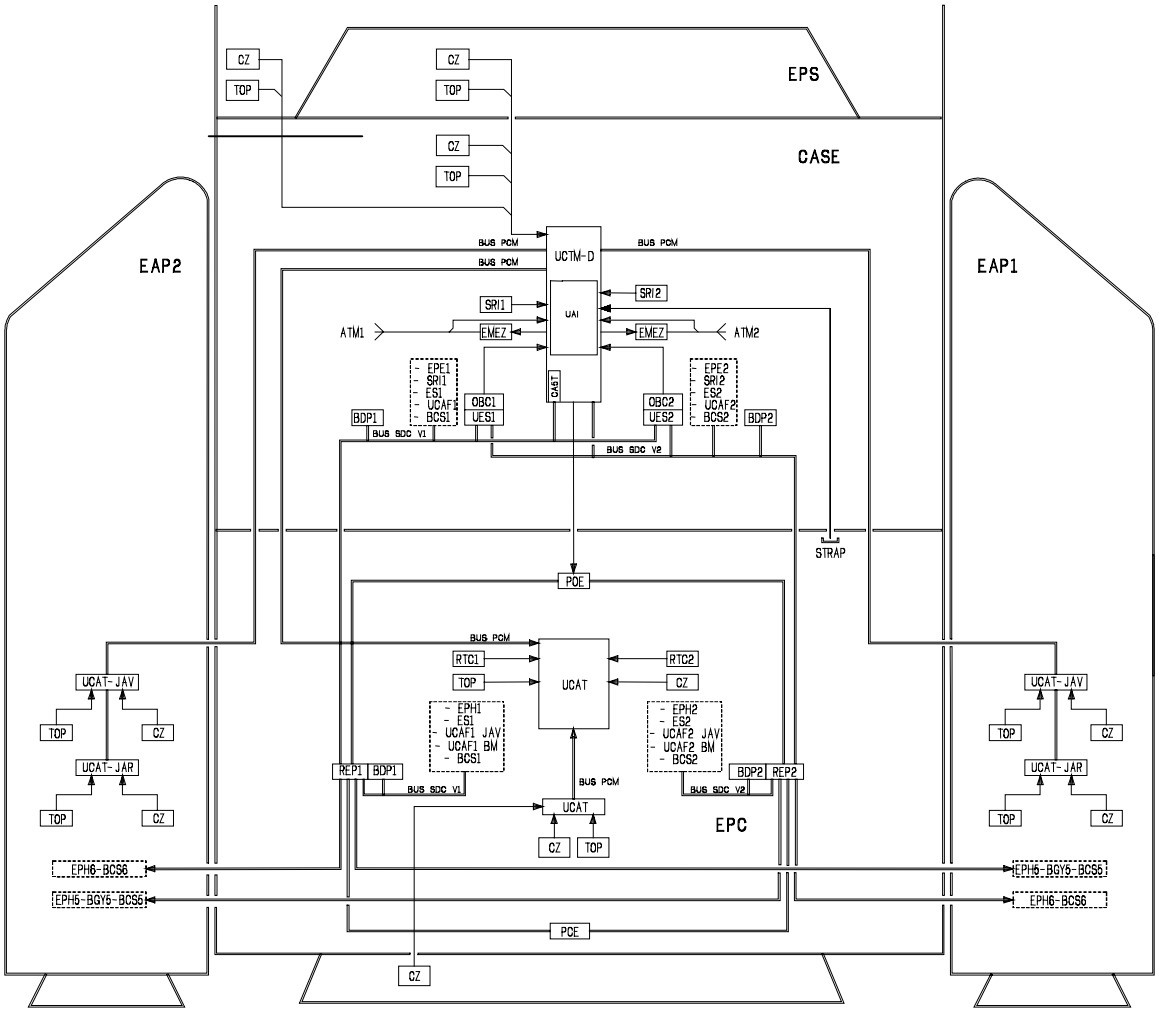


Lanceur lourd ARIANE 5



Architecture type lanceur lourd ARIANE 5

ARIANE 5 est un lanceur lourd de la classe 700 tonnes (masse totale au décollage) capable de mettre en orbite géostationnaire une charge utile comprise entre 5 et 10 tonnes suivant sa configuration.
Il est composé des deux étages à poudre latéraux (EAP), d'un étage central cryogénique (EPC) et d'une partie haute comprenant l'étage supérieur à ergols stockables (EPS), la Case à Equipements et la coiffe.
Le besoin en télémesure est couvert par une architecture du Sous-Système de Télémesure capable d'accueillir l'espionnage des bus 1553 fonctionnels, plus de 1000 capteurs analogiques (CZ) et autant de comptes rendus d'état (TOP).

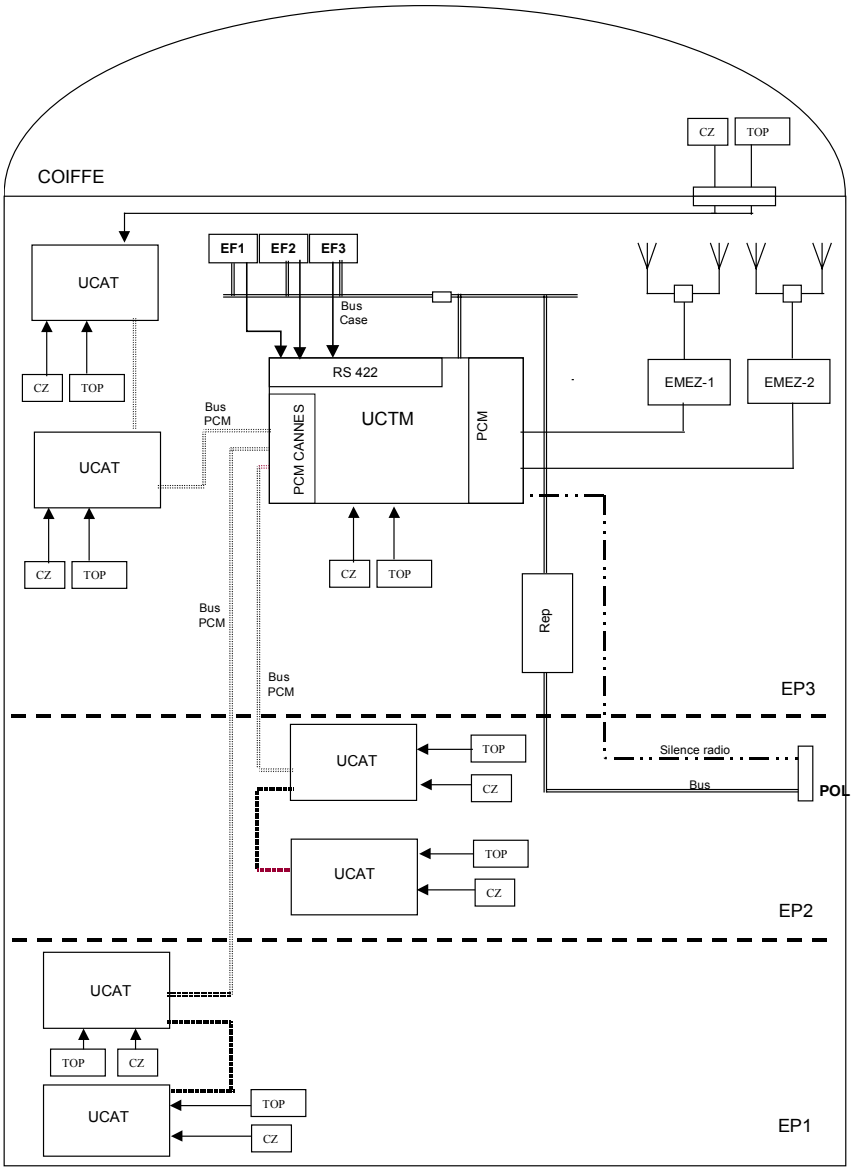


Le Sous-Système de Télémesure fait partie intégrante du Système Avionique du Lanceur.
Le cœur du système est l'UCTM qui assure la collecte des informations des unités décentralisées UCAT réparties dans les étages. L'UCTM possède deux sorties de codages du message de télémesure. Le message à la norme CCSDS est envoyé durant le vol vers deux émetteurs (EMEZ) et un ensemble d'aériens (ATM). L' UCTM effectue l'espionnage des

deux bus SDC 1553 fonctionnels sur lesquels sont rattachés les équipements fonctionnels tels que les centrales inertielles (SRI), les calculateurs de pilotages (OBC), les électroniques de pilotage (EPE et EPH), ou la télécommande de neutralisation (BCS). L'UCTM est reliée aux UCAT décentralisées dans les étages qui assurent l'acquisition des mesures par l'intermédiaire de bus développés par EADS-LV, appelés Bus PCM CANNES, dont la capacité de transmission est de 1Mbits/s. Chaque Bus CANNES comprend deux UCAT chargés de collecter les informations d'une zone du lanceur. La caractéristique principale du bus CANNES est d'assurer l'indépendance des chaînes de mesures dans chacun des étages.
En phase de préparation au sol, une liaison filaire permet d'envoyer le contenu de la télémesure lors des opérations de contrôle.
En configuration technologique, une architecture avec deux UCTM et un jeu d'aériens supplémentaires est utilisée. Cette configuration est utilisée lorsque le nombre d'éléments à acquérir dépasse la capacité d'une seule UCTM. L'UCTM supplémentaire est alors placé dans l'EPC avec ses émetteurs et ses aériens.
Dans le cadre d'ARIANE 5, L'UCTM est protégée contre les effets radiatifs de l'environnement. L'UCTM possède deux voies séparées d'acquisition du bus 1553 et d'émission vers le sol de la télémesure, ceci afin de respecter l'architecture redondante duplex du Sous-Système de Contrôle de Vol du Lanceur.
Des versions spécialisées des UCAT, appelée UCAF, permettent de récupérer des informations fonctionnelles nécessaires au lanceur et à sa mise en œuvre et de les envoyer sur les bus fonctionnels 1553.
L'UCTM fait partie intégrante du système lanceur et pour cela est abonné sur les réseaux 1553 lors du contrôle sol. Cependant, au moment de la commutation sol sur bord, l'UCTM est basculé en mode espion pour le vol par les calculateurs bord.

Architecture petit lanceur

L'architecture sur petit lanceur est similaire à celle d'ARIANE 5 avec cependant des aménagements spécifiques liés à la petite taille ou à l'architecture avionique plus simple.
Les petits lanceurs sont constitués de trois étages principaux EP1, EP2 et EP3, d'une case à équipements et d'une coiffe. La modularité du système de télémesure d'EADS-LV permet d'utiliser une architecture allégée de télémesure avec des équipements de la même famille que celle d'ARIANE 5 tel que l'UCTM et UCAT.



L'UCTM n'espionne qu'un seul bus 1553. La télémesure des équipements fonctionnels peut s'effectuer directement par des liaisons RS 422. Les Bus PCM CANNES permettent de

dialoguer avec les UCAT dans les étages. L'UCTM est capable de retransmettre les données de télémesure via deux sorties à la norme IRIG 106/96.
L'UCTM est alors un espion du bus 1553. La télémesure ne fait alors plus partie intégrante du Système Electrique Bord. Elle est installée en passager uniquement à des fins de connaissance et de surveillance, contrairement au lanceur Ariane 5 qui intègre la télémesure comme un sous-ensemble de son Système Avionique.

Présentation de l'UCTM et de l'UCAT

Pour assurer la fonction d'acquisition des mesures opérationnelles et technologiques, le système met en œuvre des chaînes de télémesure comprenant :

- des capteurs qui effectuent la conversion grandeur physique en grandeur électrique,

- d'éventuels conditionneurs déportés qui adaptent la grandeur électrique à l'étendue de mesure en entrée des unités d'acquisition,

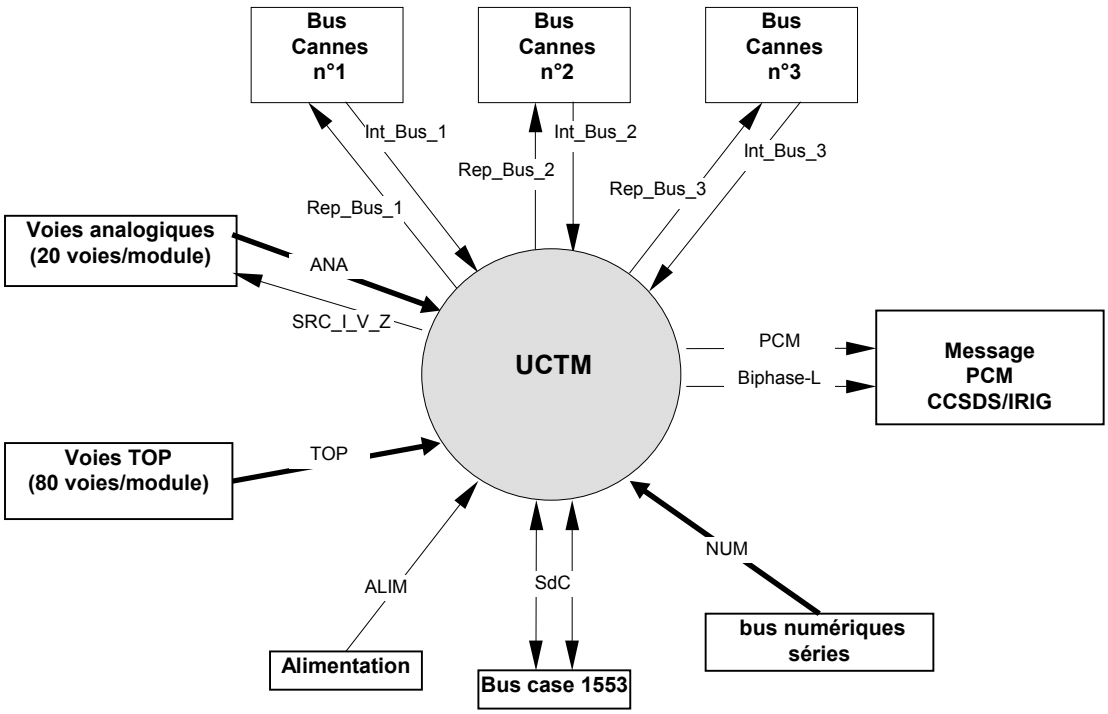
- des moyens d'acquisition :

- Les modules :l'UCTM ou l'UCAT peut accueillir plusieurs modules d'acquisition. Le module MCI permet la conversion de grandeurs analogiques et possède 20 voies. Il existe également un module qui permet des traitements de filtrage disposant de 20 voies également appelé RMS. Un dernier module de 80 voies TOP permet l'acquisition de compte rendus d'état.

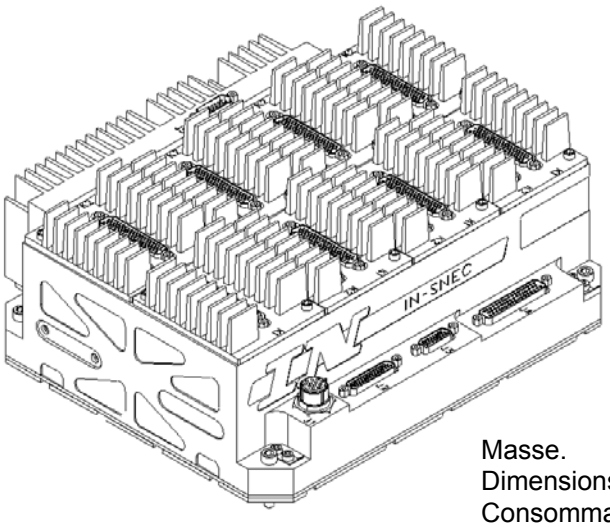
- L'Unité Centrale de TéléMesure (UCTM) qui dispose de fonctions de conditionnement et d'acquisition intégrées. L'UCTM dispose de 8 emplacements de modules insérables analogiques MCI ou RMS ou de compte rendu d'état TOP. Elle dispose d'une interface avec les bus 1553, éventuellement d'interfaces avec des liaisons RS422 et de trois Bus PCM CANNES.
Cette unité possède la capacité de restitution de mesures en différé. Elle intègre 16 formats possibles déclenchés par des commandes émises par le calculateur central sur les bus 1553.

- L'Unités de Conditionnement et d'AcquisiTion (UCAT) qui dispose de 4 emplacements de modules MCI, RMS ou TOP et met à disposition les paramètres sur commande de l'Unité Centrale de Télémesure via le Bus PCM Cannes. Chaque UCAT peut servir de relais au bus PCM CANNES.

Diagramme de l'UCTM



Vue générale de l'UCTM

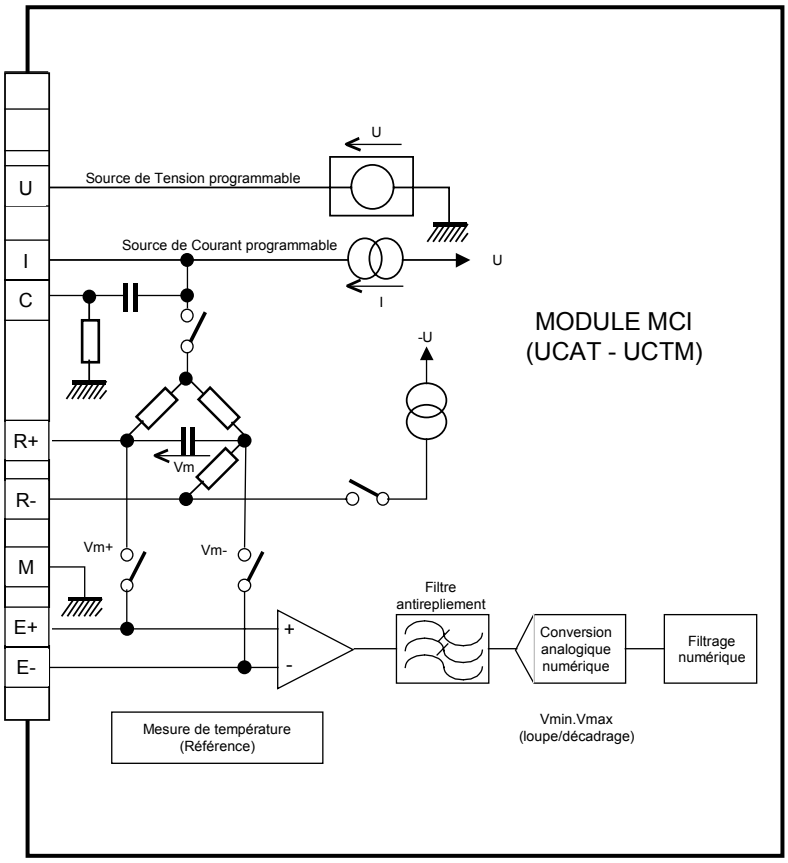


Masse. ≤ 13 kg
Dimensions: 312x255x115 mm
Consommation ≈ 150 W

Les modules MCI sont le cœur du système UCTM et UCAT pour les acquisitions des voies de mesures analogiques. Ces modules sont capables d'effectuer des conditionnements et des acquisitions pour des capteurs :

- Source de courant ou de tension: à chaque voie d'une unité est associé une source de courant ou de tension dont la valeur est programmable par format ou séquence. Cette source permet d'alimenter un capteur ou, plus généralement, une charge.
- Ponts : à chaque voie d'une unité est associé un pont 3 branches permettant, au moyen d'un montage « 3 fils », la mesure de résistance. Ce pont est alimenté par la source de courant de la voie. L'étendue de mesure du pont est programmable par l'utilisateur par format ou séquence.

Synoptique d'une voie d'un module MCI



Exemples de capteurs utilisés

Type de capteurs	Interface avec le module MCI
Pression absolue	Capteur à pont de jauges, alimentation régulée programmée, filtrage numérique et éventuellement loupe et décadrage numérique.
Pression différentielle	Capteur à électronique incorporée.
Pression rapidement variable	Capteur piézo-électrique, alimentation en courant programmée, capacité de couplage intégrée, filtrage numérique
Température par sonde platine	Sonde platine 100 Ω, 200 Ω ou 1 000 Ω, conditionneur intégré, de type pont de résistance WHEATSTONE, avec compensation des impédances de lignes (montage 3 fils) ou alimentation en courant calibrée et intégrée(montage 4 fils),
Température et flux thermique par thermocouple	Thermocouple de type E, K ou S, boîtier de jonction de référence.
Vibration ou choc	Capteur piézo-électrique à ampli de charge incorporé, alimentation en courant programmée, capacité de couplage intégrée, filtrage numérique, conditionneur RMS éventuellement intégré,
De bruit acoustique	Capteur piézo-électrique, amplificateur de charge, conditionneur RMS intégré.
De contrainte	Jauge de contrainte, conditionneur intégré, pont de résistance de type WHEATSTONE avec compensation des impédances de ligne,
De déplacement linéaire ou angulaire	Capteur potentiométrique, alimentation régulée en tension, programmée à 5 V
De position	Capteur optique, alimentation régulée en tension, programmé à 5 V
De niveau	Jauge capacitive, conditionneur spécifique,

Conclusion

EADS-LV a fait le choix d'une architecture de chaîne télémesure modulaire commune pour tous ses lanceurs spatiaux. La modularité des équipements de télémesure et de validation permet une grande souplesse d'utilisation tout en contribuant à la maîtrise du coût et des délais de conception des architectures et à la maîtrise du développement des équipements.
Ce choix contribue ainsi à l'amélioration de l'efficacité et du coût des lanceurs.

SESSION 8 :
COMPATIBILITE ELECTROMAGNETIQUE
ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY

8.1. Points clés du processus de Validation Qualification et Intérêt d'une approche statistique de l'expression de besoin .
Key points in the validation –qualification process
C. CAREL - THALES Communications, J.P. MOREAU - DASSAULT AVIATION

8.2. Approche de qualification EMC des satellites
EMC satellite qualification approach
P. PELISSOU, J.P. LE ROY - ASTRIUM Toulouse

8.3. Méthodologie de contrôle de la compatibilité électromagnétique pour un satellite de télécommunications
Control method for the electromagnetic compatibility of a communication satellite
J.C. POURTAU, TONUS S et H. ZUGAJ - ASP

8.4. Le rôle de la simulation numérique dans le processus de certification CEM/Foudre à AIRBUS
The role of digital simulation in the EMC/Lightning certification process at Airbus
A.SOUBEYRAN, G. PERES, R. PERRAUD, M. CROKAERT, J.A. ROUQUETTE EADS/CCR et EADS/AIRBUS

8.5. Apport de la simulation au dimensionnement des contraintes CEM en haute fréquence dans un environnement complexe .
Inter-system EM interference on high level integration platform
A. BERGES, J. LATGER, H. MAMETSA, J.P. PARMANTIER - ONERA/CERT & OKTALL SE

8.6. Méthode d'Analyse de Sûreté d'un Système Exposé à des Risques Electromagnétiques
A method dedicated to safety analysis of a system exposed to electromagnetic risks
B. DEMOULIN, R. KASSI, D. DEGARDIN, J. BAUDET - USTL / TELICE / P3
J. ALVAREZ - Institut de Radioprotection et de Sûreté 92 Fontenay aux Roses

8.7. Propagation et couplage des ondes électromagnétiques : l'approche statistique *Electromagnetic waves propagation and coupling : The statistical approach to information retrieval*
Ph. De DONCKER - Université Libre de Bruxelles, M. HELIER, M. LECOINTE, W. TABBARA - Supélec

8.8. La CEM des composants appliquée à la conception d'équipements électroniques pour l'automobile
EMC component application in automobile electronic equipment design
C. MAROT, P. PETIT - SIEMENS AUTOMOTIVE

ETTC 2003

« Points clés du processus de validation et qualification du durcissement : Vers une approche statistique »

Christian CAREL *Jean Louis BRAUT*

THALES Communications
160 bd. De VALMY, BP 2 92702 COLOMBES Cedex

Résumé :

Le processus de validation/qualification du durcissement est analysée sous l'aspect processus et dans le cadre des nouvelles contraintes de réduction de coût et de délais qui pèsent sur les programmes. Le but est de déterminer les bras de levier qui conditionnent l'optimisation.
Le processus validation/qualification du durcissement contrairement au processus de développement du programme ne dépend pas du système. Les points clés qui conditionnent le processus et son optimisation sont la capacité de rebouclage, les tâches incontournables ou facultatives et les règles d'ajustement pour tenir compte de des particularités du système et des relations du client et du fournisseur.
On met également en exergue l'importance de l'engagement des parties et la prévision de la logique de développement. Cette approche de réalité objective de la solution et complétée d'éléments pour faire évoluer l'expression de besoin en terme probabiliste sous la forme de probabilité de réussite en vue de tenir un objectif qui complète et donne plus de souplesse que la notion de marge plus couramment admise.

Synopsis :

The hardening validation / qualification process is analyzed under the aspect process and within the framework of the new constraints of reduction of cost and delays of development which constrain programs. The purpose is to determine the important points keys for optimization.
Contrary to the program development process, the hardening validation / qualification process is not does not system dependent. The key points which condition the process and its optimization are the capacity of retro action loop, the inescapable or optional tasks and the rules of adaptation, to take into account of the system particularities and the relations between the customer and the supplier.
We also put in evidence the importance of the commitment of the parties and the forecast of the logic of development. This approach of reality objectives of the solution and completed by elements to develop the expression of need in probability term under the shape of probability of success to hold an objective which completes and looks more flexibility than the notion of margin more usually accepted.

Mots clés :

Processus de qualification
Durcissement électromagnétique
Systèmes
Prototypage virtuel
Approche statistique

1. CONTEXTE GENERAL

Le durcissement électromagnétique de système rassemble toutes les activités qui contribuent à spécifier, concevoir et prouver que le système réagit à un environnement électromagnétique conformément à son expression de besoin.
L'environnement électromagnétique peut être d'origine naturelle comme la foudre ou bien d'origine humaine et intentionnelle comme l'IEMN ou non intentionnelle comme les champs forts radio et radar et la C.E.M.
Le durcissement est avant tout une activité de l'ingénierie système, en raison des contraintes d'environnement sévères qui combinées aux contraintes fonctionnelles, limitent les choix des solutions et le degré de liberté des protections à mettre en place [1], [2].
Le processus de qualification du durcissement rassemble l'ensemble des opérations qui conduisent à démontrer que le système réalisé est conforme aux exigences d'environnement électromagnétique spécifiées.
Il s'intègre dans le processus du durcissement, qui lui-même s'intègre dans le processus de développement du système.
Les avancées technologiques, l'environnement international changeant, la volonté de réduire les coûts de production conduisent à diminuer les temps de développement de programme et à maîtriser les processus. De plus en plus, il faut faire bien, le plus vite possible et souvent du premier coût.
Dans ce contexte le processus de qualification du durcissement est analysé pour dégager les leviers qui le gouverne et les tendances futures.

2. PROCESSUS DE QUALIFICATION DU DURCISSEMENT ET PROCESSUS DE DEVELOPPEMENT

La qualification d'un système a pour objectif de démontrer, que le **« référentiel de production »** du système répond aux exigences dans toute l'étendue des conditions opérationnelles spécifiées.
Le **« référentiel de production »** permet la reproduction du « référentiel de développement » à partir duquel la qualification est mise en œuvre.
La constitution de ces référentiels s'appuie sur :

- Référentiels techniques liés au développement de programme ou concernant le métier. Il s'agit de :
  - Référentiels méthodologiques de conduite de programme et d'ingénierie systèmes. Dans le cas de THALES (MCPA (Méthodologie de Conduite de Projets et Affaires) et Syst Em (méthodologie d(ingénierie système) les guides méthodologiques sont compatibles à l'AQ 902.
  - Guides méthodologies (ex. GAC de la DGA/DCE/CEG), procédures et normes liées au métier de la CEM et du durcissement.
- Référentiels de fonctionnement des entités :
  - Référentiels qualités certifiés ISO 9001 et AQAP 110 par l'AFAC.
  - Référentiels internes à l'industriel.

Le **« processus du durcissement »** permet de vérifier que le système, identifié par le « Dossier de Définition du Durcissement » répond au besoin spécifié et est reproductible.
Il s'intègre au processus de développement programme et s'appuie sur ce dernier en ce qui concerne la planification, les jalons… le format documentaire.
Le seul document réellement spécifique du durcissement, est le Dossier de Conception du Durcissement élaboré pour que l'activité du durcissement soit prise en compte et s'intègre aux autres disciplines de l'ingénierie système. L'expérience montre que la conception du durcissement est abordée alors que les architectures fonctionnelles et matérielles sont en partie conçues. D'où l'intérêt de ce document spécifique pour raccrocher l'activité du durcissement à celles de l'ingénierie système.
Ces deux processus sont spécifiques du programme. Ils peuvent dépendre du domaine (militaire stratégique, militaire tactique, civil), du type de système (aéroporté, infrastructure enterrée, spatial, communications…) et du contexte utilisateur/producteur (mono ou multi client, mono ou multi partenariat, mono ou multi national).

La « **qualification »** consiste à apporter la preuve, en se basant sur des justifications théoriques et expérimentales, que le système défini, identifié par le dossier de définition, répond au besoin spécifié et est reproductible.
Les justifications utilisées sont celles acquises lors des étapes du cycle en V de développement de développement d'un programme : Analyses systèmes en phase de faisabilité et définition, réalisation et Intégration en phase de développement.

Dans le cas du durcissement, la figure 1 dresse un exemple d'analyses systèmes et la position des documents spécifiques à la qualification.
La figure 2 est particularisée aux tâches spécifiques de l'ingénierie durcissement dans le cas de l'interaction d'un environnement électromagnétique avec un système aéronautique [2].

Suivi et optimisation de la qualification :

Le principe de la qualification repose sur la constitution, par un enrichissement au fil de l'eau de la « Matrice de Qualification IADT » (Inspection, Analyse, Démonstration, Test) associées aux spécifications dès leur émission jusqu'à la qualification finale.

L'optimisation du recueil des preuves s'appuie sur la prédictibilité des actions à entreprendre ou la prévision des scénarios à envisager et le contrôle.

Qualification et acceptation :

Jusqu'à maintenant, la qualification s'est surtout appliquée au prototype ou au 1er de série. La tendance actuelle est de prononcer la qualification sur le n^{ième} exemplaire d'une série. Il faut alors envisager la mise à hauteur de la configuration des exemplaires réalisés.
Pour les exemplaires récurrents on désigne par **« Acceptation »,** l'acte par lequel l'utilisateur vérifie la conformité d'un exemplaire d'une série à partir de l'exemplaire déjà qualifié.
En ce qui concerne le durcissement, cette tendance va dans le sens d'une qualification s'appuyant sur des « prototypes virtuels » et des essais partiels.

Suivi et optimisation de la qualification :

Le principe de la qualification repose sur la constitution, par un enrichissement au fil de l'eau de la « Matrice de Qualification IADT » (Inspection, Analyse, Démonstration, Test) associées aux spécifications dès leur émission jusqu'à la qualification finale.

L'optimisation du recueil des preuves s'appuie sur la prédictibilité des actions à entreprendre ou la prévision des scénarios à envisager et le contrôle.

Qualification et acceptation :

Jusqu'à maintenant, la qualification s'est surtout appliquée au prototype ou au 1er de série. La tendance actuelle est de prononcer la qualification sur le n^{ième} exemplaire d'une série. Il faut alors envisager la mise à hauteur de la configuration des exemplaires réalisés.
Pour les exemplaires récurrents on désigne par **« Acceptation »,** l'acte par lequel l'utilisateur vérifie la conformité d'un exemplaire d'une série à partir de l'exemplaire déjà qualifié.
En ce qui concerne le durcissement, cette tendance va dans le sens d'une qualification s'appuyant sur des « prototypes virtuels » et des essais partiels (voir plus loin).

Figure 1 : Actions de qualification durcissement au sein du cycle en V du processus de développement

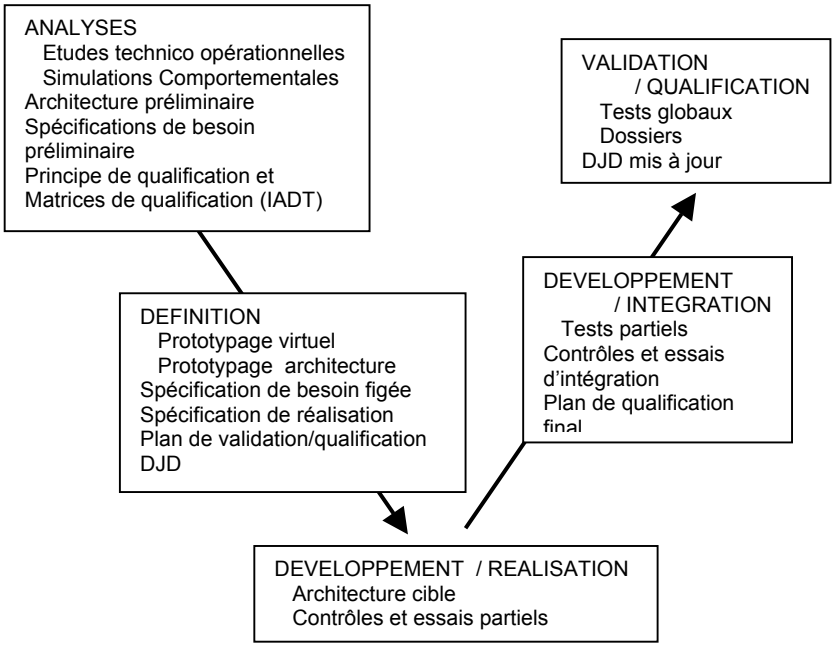
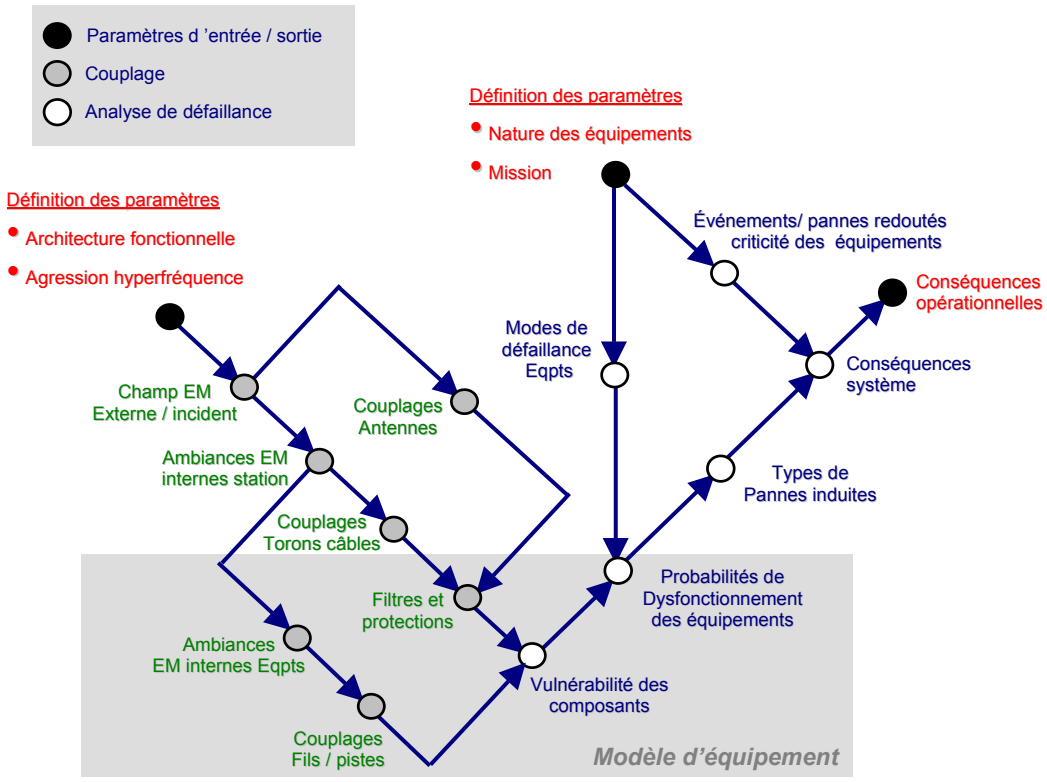


Figure 2 : Exemple d'analyses de durcissement superposées au cycle en V de développement (cas d'un système aéronautique).



3. LES INTERVENANTS ET LES PROCESSUS DE VALIDATION ET DE QUALIFICATION

Les deux intervenants importants sont « l'utilisateur » (ex. : l'état et l'administration) et le « producteur » (l'industriel). Ils concourent de façon complémentaire aux processus.
En ce qui concerne la qualification on distingue la qualification de l'utilisateur de celle du producteur :

- La **« qualification de l'utilisateur »** ou **« qualification »** (ou « qualification étatique ») est prononcée formellement par un organisme (étatique) au nom de l'utilisateur (administration), qui délivre la reconnaissance correspondante.
- La **« qualification du producteur »** ou **« validation »** (ou « qualification industrielle ») est prononcée par l'émetteur en interne de l'exigence du système concerné.

Cette différence est liée à l'engagement des parties dans le cadre du contrat qui les lie. Le processus de qualification de l'utilisateur peut présenter des spécificités par rapport au processus de validation, en particulier en amont et en aval pour des aspects propres liés à l'expression de besoin et à sa transformation en Spécification Technique de Besoin et la référence après coup à cette expression de besoin (figure 3).

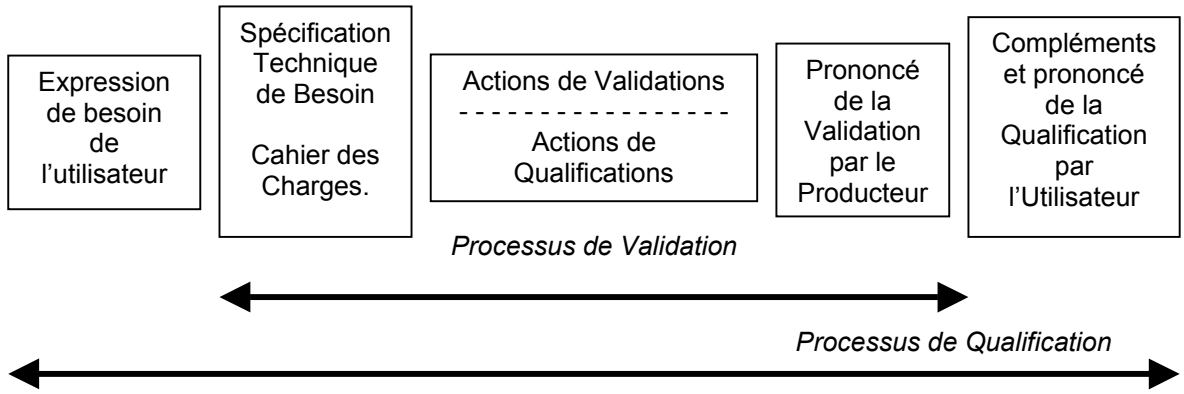


Figure 3 : Domaine d'extension des processus de validation et de qualification

Par la suite on appellera processus de validation/qualification la partie commune des deux processus.

4. PROCESSUS GENERIQUE DE QUALIFICATION DU DURCISSEMENT

Avant d'aller plus loin rappelons qu'un processus n'est pas une succession de tâches mises en place au fur et à mesure du déroulement d'un programme sans objectif clairement identifié. Il consiste en un enchaînement de tâches liées entre elles, décrites par des entrées, des sorties et une fonction de transfert. Il est contrôlé par un système de rebouclage qui permet de vérifier que la sortie est conforme à l'objectif.
Le système de rebouclage doit être capable de s'ajuster aux particularités du programme. Il assure la robustesse du processus et c'est dans ce sens que le processus peut être optimisé.

Contrairement au processus de durcissement, le processus de qualification du durcissement est indépendant du système [3]. Un **« processus générique »** suffisamment général peut être défini pour s'appliquer à tout type de programme.

Ce processus générique est défini à partir de **« tâches incontournables »** ou **« facultatives »,** de **« règles d'ajustement »** et de **« règles d'exécution ».**
L'adaptation du processus de qualification à un programme particulier dépend d'une part des degrés de liberté qu'offre le processus générique, et d'autre part de la capacité des référentiels internes qui permettent l'adéquation au contexte avec plus ou moins de facilité.

5. LES PARAMETRES D'OPTIMISATION DU PROCESSUS GENERIQUE

Les **tâches incontournables ou facultatives** constituent les tâches générales du processus générique. Dans la pratique elles résultent d'un choix initial qui est souvent particularisé à un type de système ou un mode de coopération national ou international.
Elles constituent un levier fort du processus. Cependant le degré de liberté peut être limité par des référentiels industriels non suffisamment évolués. Cela peut présenter un frein dans le cas de coopération en multi partenariat qui peuvent être compensées en partie par les règles d'ajustement adaptées, moyennant des efforts d'adaptation.

Les **règles d'ajustement** constituent certainement le levier le plus fort. C'est par leur intermédiaire que l'on peut établir des liens entre les différents processus du programme, notamment en ce qui concerne la logique des actions à entreprendre, les jalons et le cadre documentaire.
Elles doivent être fixées au moment de la signature du contrat entre les parties et consolidées dans des documents de type « plan de management ».
Comme les tâches incontournables ou facultatives, les règles d'ajustement peuvent être limitées par les référentiels industriels non suffisamment évolués.

Les **règles d'exécution** constituent des leviers faibles. Elles permettent le pilotage mais donnent très peu de degré de liberté quant à l'optimisation. Le degré de latitude est limité. Le rebouclage est assuré d'une part par le contrôle et d'autre part par la capitalisation d'expérience d'un programme à l'autre.

Le 1er synoptique figure 4, dresse les grandes étapes de validation/qualification pour les différentes étapes d'un programme industriel : « projet », « conception : faisabilité/définition », « réalisation : développement et production » puis « utilisation ».
Des synoptiques particuliers sont proposés pour les phases de « mise en place du projet » (figure 5), puis de « faisabilité/définition » (figure 6) et enfin de « développement » (figure 7). Les aspects techniques feront l'objet de l'article [3].

6. PERFORMANCE ET OPTIMISATION DU PROCESSUS

La mesure de la performance du processus de validation/qualification s'effectue au travers de la confiance accordée par l'utilisateur, des choix, des techniques et des résultats qui sont fournis.
Les paramètres sont le coût, le délai et la performance technique et la plus value des tâches. C'est le coût qui conditionne les autres paramètres au travers d'analyses de la valeur ou d'analyses de coût conduisant aux meilleurs rapports délai/prix ou performance/prix.

La phase projet (figures 4 et 5) est une phase en toile fond vis à vis du programme. Elle précède l'engagement des parties, au moment de la signature du contrat. Les actions menées conditionnent le bon déroulement du déroulement du processus de validation/qualification et son optimisation.
La **« vision optimale »** du processus n'est effective, pour des raisons complémentaires et convergentes qu'au moment de la signature du contrat.
Avant l'engagement réciproque, le processus n'est pas en place. Après, on le déroule et les degrés de liberté ne portent que les règles d'exécution qui resteront toujours de faibles leviers d'actions.
Au moment de l'engagement, les parties ont à résoudre l'antagonisme de leurs besoins et de leurs actions réciproques :

- Le producteur souhaite que le besoin soit le mieux défini possible alors que c'est l'utilisateur qui a en charge de fournir l'expression de besoin.
- L'utilisateur demande le maximum de garanties et de visibilité alors que c'est le producteur qui a en charge de respecter des clauses du contrat en coût, délais et performances.

Tout est dans la prévision des actions futures au moment de l'engagement, et cette prévision se concrétise par la définition des règles d'ajustement.
Le processus est la base de dialogue commune des deux parties.

Figure 4 : Tâches impliquent la validation/qualification d'un processus industriel

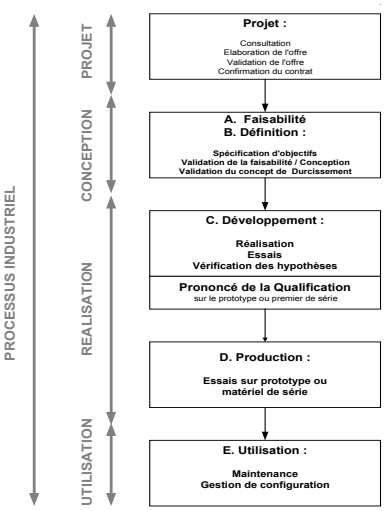
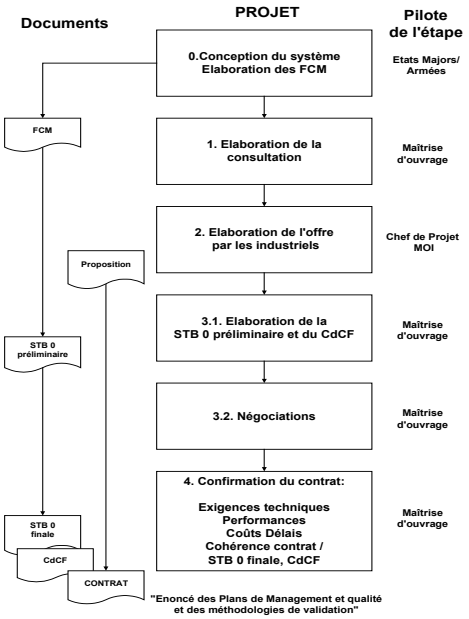


Figure 5 : Tâches conditionnant la validation/qualification en phase projet



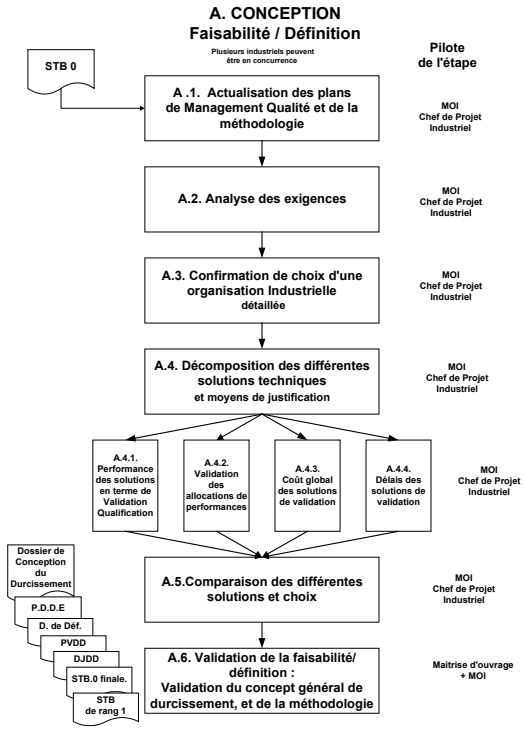


Figure 6 : Tâches de validations et qualification en phase de faisabilité/définition

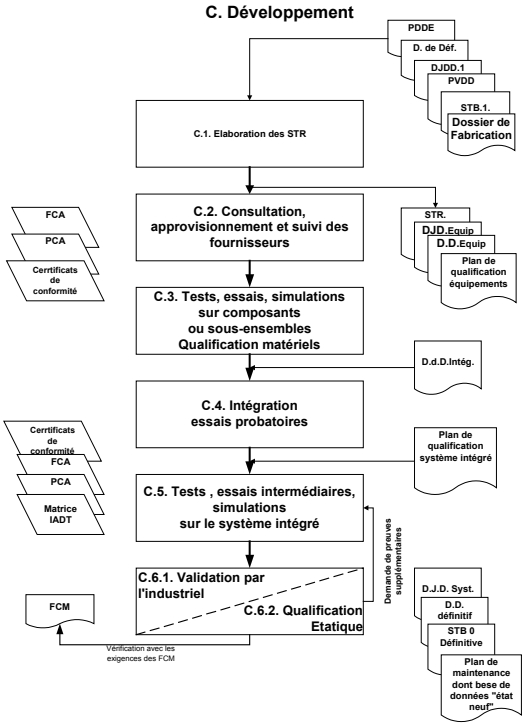


Figure 7 : Tâches de validation/qualification en phase de développement conduisant à la qualification d'un prototype

7. PERFORMANCE ET OPTIMISATION DU PROCESSUS

La mesure de la performance du processus de validation/qualification s'effectue au travers de la confiance accordée par l'utilisateur, des choix, des techniques et des résultats qui sont fournis.
Les paramètres sont le coût, le délai et la performance technique et la plus value des tâches. C'est en général le coût qui conditionne les autres paramètres au travers d'analyses de la valeur ou d'analyses de coût conduisant aux meilleurs rapports délai/prix ou performance/prix.

La phase projet (figures 4 et 5) est une phase en toile fond vis à vis du programme. Elle précède l'engagement des parties, au moment de la signature du contrat. Les actions menées conditionnent le bon déroulement du déroulement du processus de validation/qualification et son optimisation.
La **« vision optimale »** du processus n'est effective, pour des raisons complémentaires et convergentes qu'au moment de la signature du contrat.
Avant l'engagement réciproque, le processus n'est pas en place. Après, on le déroule et les degrés de liberté ne portent que les règles d'exécution qui resteront toujours de faibles leviers d'actions.
Au moment de l'engagement, les parties ont à résoudre l'antagonisme de leurs besoins et de leurs actions réciproques :

- Le producteur souhaite que le besoin soit le mieux défini possible alors que c'est l'utilisateur qui a en charge de fournir l'expression de besoin.
- L'utilisateur demande le maximum de garanties et de visibilité alors que c'est le producteur qui a en charge de respecter des clauses du contrat en coût, délais et performances.

Tout est dans la prévision des actions futures au moment de l'engagement, et cette prévision se concrétise par la définition des règles d'ajustement.
Le processus est la base de dialogue commune des deux parties.

8. SUR LE REBOUCLAGE DU PROCESSUS

Il est important dans le processus d'identifier les boucles internes, c'est à dire les endroits où l'on peut :

- Reprendre une action pour atteindre le résultat escompté (y compris les performances) voire les améliorer. Ceci est acceptable et nécessite une gestion des risques.
- Vérifier l'écart par rapport aux objectifs fixés. En cela l'exécution du processus est maîtrisée par le contrôle.

Optimiser le processus, c'est faire le compromis entre le gain obtenu et les contraintes en terme de coût, délai, performance, plus-value de tâche… induits par le rebouclage.
L'optimisation vis-à-vis des coûts peut se traduire par des objectifs chiffrés ou qualitatifs. Il est important de mettre en place de façon explicite des indicateurs qui permettent de suivre le bon déroulement du processus sur les aspects du coût, des délais et de la performance.
Elle peut impliquer de s'y reprendre en plusieurs fois. Cette notion est valable dans les phases de mise au point conduisant à la validation mais n'est pas envisageable lors de la qualification finale.

9. NATURE DETERMINISME ET STATISTIQUE DE LA SOLUTION DU DURCISSEMENT

Il est important de clarifier soit la **« logique de développement »** soit la souplesse du **« scénario de déroulement »** dans lequel on s'engage. Ce doit être clarifié au début du programme (dans des documents de type **« plan de management »** ou mieux dans le contrat.
La logique de développement conduit à un développement déterministe de la solution : par exemple on peut indiquer les choix retenus des modes de démonstration : essai de qualification global, essai de qualification partiel, qualification sur dossier, qualification par similarité.
Si la solution de durcissement ne peut être ***prédite*** à l'avance (ou pré déterminée) en fonction des risques à gérer, les axes de solutions à creuser peuvent être par contre ***prévus*** au titre d'une conception préliminaire à consolider. Ces axes constituent un guide qui conduit à l'émergence de la protection, solution du processus de durcissement. On parle alors de scénario de déroulement.
On ne prédit plus la solution à mettre en place, elle n'**« éclot »** plus consécutivement à l'aboutissement de tâches de durcissement préétablies donc déterministes. Par contre, on prévoie les axes sur lesquels on s'engage qui permettent la **« déclosion »** de la solution. Elle ci revêt un

aspect statistique : la protection se conçoit en même temps que le système et relève d'une réalité plus objective que causale.
Tout s'articule sur les moyens et méthodes disponibles et les jalons. Le facteur humain et les modes d'organisation prennent de l'importance.
Les processus industriels reposent à l'heure actuelle plutôt sur le principe de la logique de développement. Les avancées montrent que l'évolution va inconsciemment dans le sens du scénario de déroulement [4], [5].

10. RELATION A L'EXPRESSION DE BESOIN DU DURCISSEMENT

Le processus de qualification se distingue du processus de validation (figure 3) par les actions qui permettent de passer de l'expression de besoin aux Spécifications Technique de Besoin et au contrôle.
En dehors de quelques cas particularités lié au durcissement stratégique, l'expression de besoin du durcissement électromagnétique est déterministe. La qualification du durcissement consiste à apporter la preuve que la contrainte résiduelle d'environnement est inférieure à la susceptibilité du matériel avec une marge convenue à l'avance.
Ce concept est déterministe. Il a le mérite d'être efficace dans le cas de systèmes simples et d'être facilement compris par les acteurs du durcissement.
Des difficultés de justification peuvent apparaître s'il est impossible d'apporter la justification du bien fondé de la protection dans le cas de moyens d'essais insuffisant en laboratoire ou sur site.
De plus, la traduction de l'expression de besoin de durcissement décrite avec les facteurs de pondération « Important » ou « Souhaitable » en Spécification Technique de Besoin déterministe est un point délicat en raison de la nature binaire du besoin
Une expression du besoin décrite en terme de probabilité de réussite en vue de tenir un objectif est plus naturelle et plus conforme au besoin réel. Elle va dans le sens d'une meilleure répartition de l'effort.
Ceci présente un avantage dans le cas des systèmes complexes et sensibles, mais aussi dans le cas de systèmes simples de type « clé en main » pour lesquels le qualificatif "Souhaitable" de l'expression de besoin est souvent retenu.
Dans ces deux cas, un concept déterministe conduit toujours à surestimer la protection à mettre en place en raison de la nature « pire cas » du principe des analyses menées. Dans des cas extrêmes, elle peut conduire à l'abandon du besoin de protection si l'effort à consentir est jugé prohibitif.
La contre partie de l'approche probabiliste réside dans les bases de données à constituer au fil des programmes et les compléments méthodologiques à consolider [3].

11. INTERET DES PROTOTYPES VIRTUELS POUR LE DURCISSEMENT

A l'heure actuelle, la logique du durcissement est de nature linéaire (séquentielle et/ou parallèle). Par contre, le choix final de la solution revêt plutôt un caractère à seuil qui peut remettre en cause l'intérêt du bien fondé même d'actions préalablement menées.
Tout repose dans la pondération du coût d'analyse et du coût de la protection. La problématique est réelle dans le cas de systèmes fortement intégrés.

La maîtrise de cette problématique repose sur l'appréciation :

- Des contraintes d'environnement résiduelles qui dépendent de l'environnement électromagnétique incident et du choix des modèles de simulation qui caractérisent le système.
- De la susceptibilité des matériels. En ce qui concerne la destruction, les modèles élémentaires de défaillance [6] sont suffisants. En ce qui concerne la perturbation, les modèles ont besoin d'être calibrés par des mesures.

En phase de faisabilité ou en début de phase de définition, des modèles numériques « canoniques » sont souvent nécessaires pour déterminer les ordres de grandeur des contraintes, et les hiérarchiser.
Ils sont suffisants pour évaluer les risques et définir l'architecture de la protection mais ils peuvent s'avérer insuffisants pour la définir et/ou la justifier et/ou l'optimiser.
Des modèles « fins » étalonnés par des essais partiels sont alors nécessaires pour les compléments d'analyses.

La qualification du durcissement repose alors sur :

- La mise en place de modèles numériques « briques de base » en phase de définition pour des simulations permettant d'évaluer et de définir la protection.
- L'étalonnage des modèles par des essais partiels sur équipement ou partie de système intégré en phase de développement.
- Le contrôle de la solution préconisée et sa mise à jour éventuelle.

Le besoin en données réelles pour l'optimisation nécessite une approche jumelée à partir de simulations et mesures. Compte tenu des délais de plus en plus serrés du programme, de la disponibilité des éléments ou équipements pour les essais, il y a de grande chance que l'impact soit effectif au niveau d'un des premiers exemplaires d'une série.

Avec cette logique, la démonstration est assise sur des données réelles du système. Le gain doit s'améliorer si la logique de durcissement s'accompagne d'une démarche probabiliste.

12. CONCLUSION

Cet article présente des réflexions et avancées dans le domaine du processus de qualification du durcissement.
Les étapes clés du processus de qualification sont présentées et discutées.
L'enjeu repose sur la prévision des actions de durcissement tenant compte de la réduction des coûts et délais de développement de programme.
La réalisation de la protection suit de plus en plus une logique fondée sur une réalité objective que causale.
Au final, le gain et effectif. Cependant des méthodes et banques de données doivent êtres mise en places pour garantir l'assise de la démarche.

13. REFERENCES

[1] C. Carel, G. Prévost - « Intérêt et méthodologie pour une déclinaison des contraintes jusqu'au niveau des composants » - ETTC 95 – Toulon - 30-31 mai 1 juin 1995

[2] C. Carel, C. Girard – « Maîtrise de l'impact d'environnements électromagnétiques sur des systèmes : approche de la CEM et du durcissement au sein de l'ingénierie système » ; REE n°1 jan 2002.

[3] C. Carel – « Nouveau concept CEM appliqué au spatial et à l'avionique » ; Repère REE n°1 janvier 2002

[4] C. Carel – « CEM dans l'embarqué » ; Repère REE 2 ; mars 2002

[5] Sessions « Défaillance des composants électroniques » - Congrès RADECS et ETTC 1997 et C. Carel – « Défaillance des composants électroniques » - congrès CEM 1998 Et revue REE 1999.

14. BIOGRAPHIE

Christian CAREL développe des travaux depuis une vingtaine d'année dans le domaine du durcissement. Dans le groupe Aérospatiale et dans le cadre du durcissement des systèmes stratégiques, il a réalisé des logiciels de calculs d'environnements électromagnétiques et nucléaires et des logiciels électromagnétiques de simulation d'effets non linéaires. Puis au sein du groupe THALES, ou il développe des projets d'études amonts sur les défaillances de composants (en coordination avec le cercle 17.50 de la SEE) et la vulnérabilité des systèmes de communications. Il a en charge le durcissement nucléaire et Tempest de systèmes spatiaux, de communications et de Guerre Electronique.

astrium

SATELLITE EMC QUALIFICATION PROCESS

Patrice PELISSOU, patrice.pelissou@astrium-space.com

ASTRIUM Toulouse, 31 Av. des Cosmonautes

31405 Toulouse, Cedex 4

ABSTRACT

The aim of this document is to present the control methodology applied all along a satellite development in order to guarantee the good behaviour of the satellite for Electromagnetic Compatibility concern (EMC).

EMC MANAGEMENT AND ORGANISATION

The EMC control activity is realised by an EMC specialised engineer who is integrated to the project team for all the duration of the program. He is responsible for the good performance of the satellite in term of Electromagnetic Compatibility.

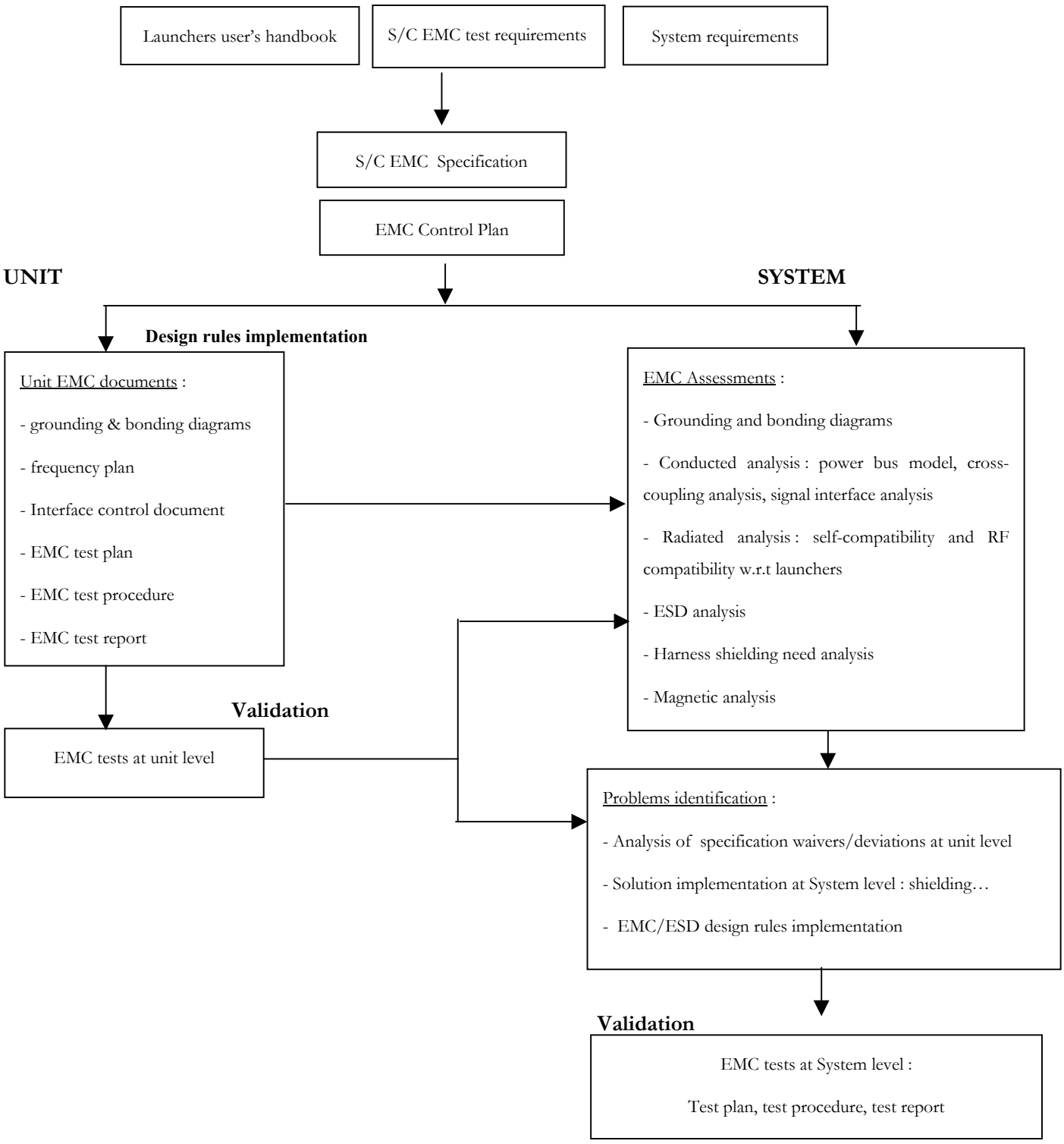
The typical satellite required performance is :

- A self compatibility margin of at least 6 dB between the satellite emissions (RE&CE) and the susceptibility thresholds (20 dB for the pyrotechnic equipment's)
- A RF compatibility with the different launchers & launch pads in term of radiated emission and radiated susceptibility
- A RF self compatibility between the payload and the others sub-systems.

This implies a control of the following items :

- respect of the EMC specification
- respect of the electrical design rules
- reliability of the design and validation by simulation if possible.

The EMC philosophy in the satellite program is defined in the figure here-below :


Launchers user's handbook
S/C EMC test requirements
System requirements
S/C EMC Specification
EMC Control Plan
UNIT
SYSTEM
Design rules implementation
Unit EMC documents :
- grounding & bonding diagrams
- frequency plan
- Interface control document
- EMC test plan
- EMC test procedure
- EMC test report
EMC Assessments :
- Grounding and bonding diagrams
- Conducted analysis : power bus model, cross-coupling analysis, signal interface analysis
- Radiated analysis : self-compatibility and RF compatibility w.r.t launchers
- ESD analysis
- Harness shielding need analysis
- Magnetic analysis
Validation
EMC tests at unit level
Problems identification :
- Analysis of specification waivers/deviations at unit level
- Solution implementation at System level : shielding…
- EMC/ESD design rules implementation
Validation
EMC tests at System level :
Test plan, test procedure, test report

EMC CONTROL ACTIVITY

The EMC control activity is shared in two main domains which are detailed in the following paragraphs : **design engineering** and **tests**.

✓ *Control of design rules implementation*

The control of the application of the design rules is exercised at unit level by an active participation of the EMC engineer to the unit design reviews: examination of the interface circuits, mechanical construction, connector implementation, zero Volt diagrams...

At system level this activity consists in participation to the mechanical design for grounding aspects, definition of shielding when necessary, harness routing and implementation, approval of the outer materials...

✓ *Analyses & Modelling*

The analyses allow to demonstrate the good behaviour of the satellite prior to the system tests in the case of radiated mode and conducted mode analyses, in order to implement as early as possible the recovery actions, if necessary.

The main analyses are :

- Assessment of the satellite electromagnetic environment and the associated safety margins :
  - ✓ *In conducted mode* : electrical model of the power bus in conjunction with electrical power supply engineer, cross-coupling analysis, signal interface analysis
  - ✓ *In radiated mode* : launcher compatibility analysis, self-compatibility analysis (at internal and external units level)
- Magnetic analysis
- Definition of the satellite grounding and bonding diagrams
- Analysis of the EMC waivers/deviations
- Shielding need analysis
- ESD (Surface charging analysis) analysis

✓ *Tests*

At system level, the activity consists in defining the tests that are performed, and in co-ordination with AIT and Project teams, the definition of the configuration that are tested and the criteria of success for the susceptibility tests. The EMC tests are performed according to the test documentation : plan, procedure and report.

EMC TEST PROGRAM

✓ *At equipment level*

When an equipment has been previously qualified for another project and will be used for a new program without modification, then only those tests, or parts of tests, for which the equipment has not yet demonstrated compliance are performed, provided that full visibility of the previous test specifications and test results is available. When an equipment is modified to meet requirements, then the degree of re-testing and any additional testing is defined.

The test requirements for units, based on the allowed limits defined in the EMC part of the equipment environment test requirements, include: conducted emission (sine and transient), conducted susceptibility (sine and transient), radiated emission, radiated susceptibility and ESD. These tests are made as early as possible in the program on the first available model that is electrically representative of the flight unit. Tests on later models are not normally performed unless the equipment design is changed or EMC modifications have to be made.

✓ *At repeater level*

The radiated tests are of the "sniff" (radiated emission located at connection/unit level) & "snort" (radiated susceptibility located at connection/unit level) type, and as such they provide an easy possibility of tracing the RF level to its source. The tests are performed at the worst case in receive and transmit bands. These tests are not intended to duplicate, but rather to confirm and complement the equipment tests already performed in order to check that no RF connection performed on the communication module during the AIT sequence presents abnormal RF leakage level.

✓ *At system level*

The purpose is to verify **safety margins** in conducted and radiated mode, the compatibility with the launcher & the launch facility and the RF auto-compatibility.

Conducted mode

The aim of these conducted emissions and conducted susceptibility tests is to verify that the different functional chains of the satellite are mutually compatible for the conducted mode with sufficient safety margins in all the spacecraft operating modes. It is demonstrated an operating margin of at least:

- Main power buses: **6 dB**
- Pyrotechnic devices: **20 dB**

Radiated mode

The radiated emissions by the satellite in launch configuration shall be below the limits defined by the launch authority. These limits are dependant on the launch site and launch vehicle.

The radiated susceptibility test goal is to check that the satellite continues to operate in accordance with the relevant system performance specification when it is submitted to a narrow-band and/or broadband electric fields in the launcher site & vehicle frequency range. The field strength is dependant on the used launcher.

RF auto-compatibility

During this test, the satellite is in a RF configuration as near as possible of the flight configuration; particularly the antennae are used at their nominal power. The RF functional characteristics are measured by verifying the emitted spectrum spurious, PIMP and the on-board sensitivity. During the RF auto-compatibility tests execution (full payload up to saturation pending on Anechoïc chamber capability), all sub-systems behaviours are checked. This allows to detect, if any, workmanship problems. The electric field inside the satellite and at external unit level are also measured; this allows to demonstrate the system margin with regards to the equipment radiated susceptibility level.



RF Auto-compatibility test (Astrium property)

Reference

[RD1] MIL STD 461E : "Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment" August 99.

[RD2] MIL STD 1541 : "Electromagnetic compatibility requirements for space systems" - October 1973.

[RD3] "Design guidelines for assessing and controlling spacecraft charging effects"
C. Purvis, H.B. Garret; N.J. Stevens. NASA technical paper 2361 (1984)

[RD4] "Specification de l'environnement de l'orbite géostationnaire" CERT/DERTS Report °423500,
RF - J. Berry, L. Levy, J.P. Philippon

ETTC 2003.

Le rôle de la simulation numérique dans le processus de certification CEM/Foudre à AIRBUS

Auteurs : A. Soubeyran[1], G. Peres[1], F. Hoeppe[1], M. Crokaert[2], J.A. Rouquette[2]

([1] : EADS-CCR, Dept. « Simulation environnemental et Calculs », Service « Applications electromagnétiques »;

[2] : AIRBUS, Dept. EYD)

Résumé :
La certification des avions aux effets électromagnétiques de la foudre et des champs forts nécessite une combinaison de mesures au sol et de calculs pour reconstruire la contrainte en vol à partir de la fonction de transfert mesurée ou calculée. Cette méthodologie et ces conséquences dans l'organisation industrielle est exposée, ainsi que les outils expérimentaux et numériques (gamme ASERIS) mis en œuvre.

Dr. Amaury SOUBEYRAN
Head of "Applications for Electromagnetism" section
DCR/EX Department "Environmental Simulation and Computation"
EADS - Corporate Research Centre France

Toulouse Centre	Suresnes Centre
Centreda 1	12, rue Pasteur
4, avenue Didier Daurat	BP 76
31700 BLAGNAC cedex - France	92152 SURESNES cedex - France
tel +33 (0)5 61 18 73 11	+33 (0)1 46 97 33 62
fax +33 (0)5 61 18 73 12	+33 (0)1 46 97 30 08
cel +33 (0)6 70 17 11 74	

e_mail : amaury.soubeyran@eads.net

ETTC 2003

Apport de la simulation au dimensionnement des contraintes CEM en haute fréquence dans un environnement complexe

A. BERGES [1], J. LATGER [2], H. J. MAMETSA [1], J. P. PARMANTIER [1]

1 ONERA/DEMR
2, Avenue E. BELIN
31055 TOULOUSE CEDEX

2 OKTAL SE
2, rue de BOUDEVILLE
31100 TOULOUSE

En haute fréquence, la modélisation asymptotique offre la possibilité d'une modélisation globale et efficace de l'environnement électromagnétique nécessaire à l'évaluation des phénomènes de Compatibilité Électromagnétique Inter Système (CEMIS) dans un environnement complexe de grandes dimensions. Ce papier décrit la technique de simulation utilisée et présente des résultats qui montrent comment elle peut être appliquée à différents domaines de l'électromagnétisme.

L'essentiel

Les perturbations inter systèmes sur une plate-forme à forte intégration (type navire) ou dans un environnement riche en équipements radioélectriques variés (type aéroport) sont fréquentes et peuvent compromettre le fonctionnement de certaines de ses composantes. En haute fréquence, la modélisation asymptotique permet une prise en compte globale et efficace de la Compatibilité ÉlectroMagnétique Inter Systèmes (CEMIS).

C'est dans ce cadre que l'ONERA et la société OKTAL-SE développent, en partenariat, l'outil de simulation FERMAT qui permet de calculer des champs électromagnétiques diffractés en haute fréquence (objets grands devant les longueurs d'onde) dans un environnement 3D virtuel complexe d'objets naturels ou construits et physiquement renseignés.

Synopsis

Inter-system EM interference on high level integration platforms or in EM environments produced by various RF equipments (airport type or ship type) may affect significantly functional system-performance. At high frequency, asymptotic modeling, aiming at the prediction of EM field constraints at equipment level in a complex environment, allows one to account globally and efficiently for inter-systems EMC.

ONERA and OKTAL SE are cooperating on the development of the FERMAT numerical simulation tool with the ambition to calculate scattered electromagnetic fields at high frequency (the size of the objects is supposed large compared to the wavelength), in a modeled complex environment including grounds and building with their physical properties.

Introduction

Dans la dénomination « CEM », une définition générale consiste à évoquer la compatibilité des systèmes avec l'environnement. Les systèmes sont alors définis comme récepteurs de perturbations et on parle alors de susceptibilité EM (conduite ou rayonnée) ou comme des émetteurs de perturbation et on parle alors d'émission EM.

Par conséquent, il va de soi que tout équipement électrique peut être générateur d'un environnement EM, perturbateur pour un autre équipement victime. Dans le cas particulier des antennes, ces problèmes sont accrus de par leur définition fonctionnelle. On utilise alors le terme CEMIS, Compatibilité Inter Systèmes, qui restreint essentiellement le domaine d'application de la CEM à des problèmes de Compatibilité entre aériens et donc à des problèmes externes.

Le domaine d'application de la CEMIS concerne ainsi plus particulièrement les plates formes ou les sites à forte intégration d'aériens en émission ou en réception (navires, aéroports).

La prédiction et la prévention de ces interférences dommageables nécessitent des moyens de calculs performants pour le dimensionnement des champs électromagnétiques émis par chacun des différents éléments rayonnants, en interaction avec l'environnement, sur l'ensemble des autres. Du point de vue des équipements radioélectriques, une fois déterminé l'environnement de champ, sa susceptibilité au champ électromagnétique perturbateur peut alors être résolue indépendamment comme un problème classique de tenue aux normes (CEM).

En haute fréquence, le calcul des champs électromagnétiques sur de très grands volumes,

comprenant des objets complexes, n'est pas accessible, par des techniques de résolution numérique directe des équations de Maxwell, même avec les plus gros moyens de calculs disponibles à ce jour.

C'est pourquoi, depuis quelques années, et initialement pour des besoins de simulation radar, le Département ElectroMagnétique et Radar (DEMR) de l'ONERA développe en partenariat avec la société OKTAL-SE une nouvelle approche de calcul de champs électromagnétiques dans un environnement virtuel 3D d'objets et de paysages naturels. Cette approche exploite des développements asymptotiques des équations de Maxwell associés à la technique informatique du lancer géométrique de rayons. Dans ce partenariat, officialisé en 2002, l'ONERA se concentre plus sur les aspects physiques (notamment au travers de travaux de thèses) alors que OKTAL-SE se concentre plutôt sur les aspects informatiques de la plate forme de calcul et sur les techniques de lancer de rayons. Dans l'optique d'une application CEMIS, les deux partenaires travaillent sur une formulation unifiée permettant, en tout point de la scène (zone proche ou lointaine des obstacles), le calcul des champs électromagnétiques et des courants sur les surfaces.

L'outil de calcul FERMAT qui intègre l'ensemble des développements supportant ces travaux doit s'appuyer sur des outils de modélisation géométrique 3D des systèmes et des terrains ainsi que des outils ergonomiques de visualisation des objets et des signaux résultants (champs et courants). L'ensemble ainsi développé doit permettre de calculer de manière réaliste, l'impact des systèmes les uns sur les autres, dans l'environnement de simulation.

Composantes de l'outil de simulation EM

En plus de la partie calcul des modèles électromagnétiques de propagation, réflexion, diffusion, diffraction utilisant les formulations de l'Optique Géométrique (OG), de l'Optique Physique (OP) et de la théorie Physique de la Diffraction (TPD), la simulation numérique associe différentes techniques ou outils :

1) Des **Bases De Données (BDD) géométriques**, virtuelles 3D, des objets, des terrains ou des scènes d'intérêt, **renseignées des propriétés physiques** des matériaux dans différents domaines spectraux, dont le visible et le domaine électromagnétique des ondes métriques, centimétriques et millimétriques. Du point de vue électromagnétique, les renseignements utiles sont généralement les paramètres diélectriques ou métalliques, la rugosité le coefficient de rétro diffusion radar et éventuellement des coefficients de transmission. Ces paramètres physiques sont dépendants de la fréquence. Les bases de données comportent un très grand nombre d'éléments décrivant des objets ou des paysages restitués en plusieurs milliers de faces géométriques planes. A titre d'exemple, le véhicule représenté sur la Figure 1 comporte 600 000 facettes et la scène représentées sur la Figure 2 comporte 500 000 facettes. Ces deux BDD en exemples ont initialement été développés pour des applications SER mais elles pourraient tout à fait être utilisées dans une problématique CEMIS.

La BDD dans son réalisme doit être cohérente des besoins de la simulation globale et doit s'appuyer pour sa construction sur des outils spécifiques et des mesures de référence pour renseigner les matériaux la constituant Les informations physiques sur les matériaux de constitution de l'environnement réel sont essentielles aux renseignements des BDD géométriques. L'homogénéité, entre la représentation de la réalité par la précision de la quantification et le raffinement des méthodes de calcul, est primordiale pour le réalisme du calcul prédictif de champs électromagnétiques.

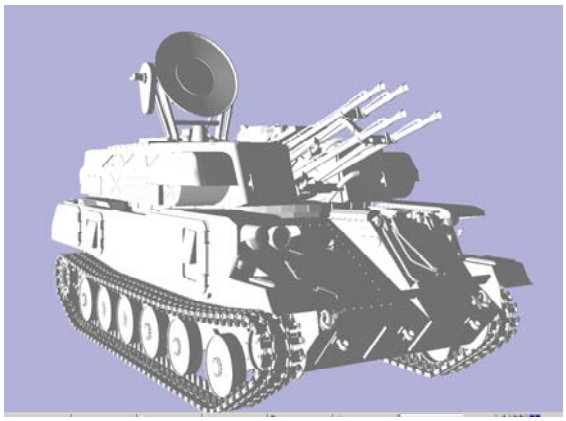


Figure 1 : Base de Données véhicule ZSU



Figure 2 : Base de donnée terrain type Bretagne

2) Une technique optimisée de **lancer géométrique de rayons**, calculant les intersections et le suivi géométrique entre les rayons provenant de la source, la Base De Données et le point de réception. Cette technique permet de calculer l'inter visibilité, au sens électromagnétique, des points à travers la BDD.
Par rapport aux techniques classiques de « tracer de rayons » très fréquemment utilisées en simulation asymptotique et qui cherchent à relier un point d'émission à un point d'observation par tous les chemins possibles (directs ou réfléchis), la technique de lancer de rayons appliquée dans la plate forme repose sur un algorithme adaptatif à la géométrie dit « paresseux » dans lequel les rayons sont lancés en « aveugle ». Des tests d'interceptions avec les surfaces de contact environnant le point d'observation permettent de faire converger rapidement l'algorithme (figure 8).

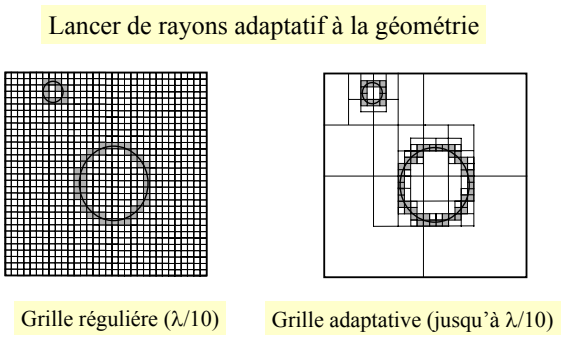


Figure 3 : principe de convergence de la méthode de lancer de rayons

3) Des outils de **génération et de gestion de scénarios** pour positionner les sources émettrices et calculer les champs électromagnétiques rayonnés aux points d'intérêts.

4) Des **outils conviviaux de présentation** des résultats de calcul. Il est en effet indispensable d'assister l'utilisateur dans son analyse de résultats volumineux. Les domaines de calculs de champs peuvent, suivant les applications, être ponctuels, volumiques ou surfaciques. Les champs électromagnétiques vectoriels peuvent directement être calculés dans de très grands volumes et jusque très près des obstacles. Différents exemples illustreront ce point dans la suite de l'article.

Stratégie de calcul

Les modèles électromagnétiques asymptotiques développés et exploités dans l'outil FERMAT reposent sur une méthodologie traitant de manière unifiée et quelles que soient les distances aux obstacles, les calculs de champs électromagnétiques.

La simulation exploite donc d'une part des modèles asymptotiques de l'électromagnétique pour la réflexion, diffusion et diffraction sur différents types de matériaux et d'autre part des informations géométriques et physiques de la Base De Données.

Ces modèles électromagnétiques sont des modèles asymptotiques de rayons : Optique Géométrique (OP) et Théorie Uniforme de la Diffraction (TUD) et de courants : Optique Physique (OP) et Théorie physique de la diffraction (TPD) applicables sur tout type de matériaux. Une stratégie d'utilisation des modèles, suivant la distance aux obstacles perturbant le champ électromagnétique, est incorporée au calcul.

La contribution au rayonnement de chaque élément de surface de la BDD est calculée au point de réception par l'OP en respectant des conditions de zone lointaine, au sens électromagnétique, de cette surface. Cette condition est réalisée par un découpage adaptatif, permis par le lancer de rayons, de la surface en question. Cette stratégie permet un calcul du champ électromagnétique en tout point de la scène et quelle que soit la distance à l'obstacle rayonnant. Une stratégie analogue est mise en œuvre pour le calcul de la diffraction des arrêtes rayonnantes par la TPD. Le couplage entre éléments de la scène est calculé par l'OG, sous des hypothèses de champ proche, c'est à dire de fort couplage.

Différents domaines de l'électromagnétisme exploitent ce type de calcul : radar, antennes sur structures, Compatibilité ÉlectroMagnétique Inter Système (CEMIS), calcul de champs autour d'antennes émettrices. Cette méthode, pour être appliquée, nécessite que les obstacles soient grands devant la longueur d'onde.

Validations et applications

La validation consiste essentiellement à comparer les modèles électromagnétiques utilisés soit à d'autres méthodes de référence soit à des mesures sur des objets simples dits canoniques.

Ces comparaisons s'effectuent lors de « work shop » spécialisés, sur des objets à géométrie simple, permettant de tester les différentes interactions électromagnétiques. A titre d'exemples, des calculs à très hautes fréquences ont été effectués sur un trièdre non conventionnel à face incliné et matériaux divers, sur lequel ont aussi été réalisées des mesures exhaustives de références. De très bonnes correspondances calculs-mesures ont pu être établies.



Figure 4 : cas test trièdre modifié

Cette approche permet, avec les mêmes modèles, de calculer les champs électromagnétiques, dans des bases de données virtuelles 3D renseignées physiquement, sur des objets très divers et pour des applications très différentes.

Parmi ces applications, démontrant le caractère unificateur de la stratégie de calcul, on peut citer :

- La simulation du comportement de radars, en onde centimétrique ou millimétrique, dans des scénarios d'utilisation prédéfinis face à des cibles et à l'environnement naturel. Par rapport aux outils basés sur le tracer de rayons, le lancer de rayons offre des performances bien supérieures.
- Le calcul de la Surface Équivalente Radar de cibles complexes en onde centimétrique et millimétrique.
- Le calcul de diagrammes d'antennes en présence des structures environnantes :
  - diagramme d'antenne sur porteur,
  - calculs de champs rayonnés autour d'antennes émettrices pour définir les zones de sécurité dans des applications télécommunications urbaines.
- Le calcul de champs électromagnétiques rayonnés, pour des applications de couplage électromagnétique externe ou CEMIS. Dans cette application les champs EM émis par un émetteur sont calculés sur les surfaces de couplage et d'interface avec un élément susceptible d'être perturbé, en prenant en compte tout l'environnement.

Exemples de résultats

Exemple 1 : calcul de champ sur une structure complexe

Dans des environnements pour lesquels la densité des aériens pose des problèmes de CEMIS nombreux et pénalisants en phase d'exploitation, une simulation numérique offre la perspective d'optimiser le positionnement des aériens tout en garantissant leur performance. C'est le cas de l'environnement du navire, représenté sur la Figure 5, dans laquelle une antenne émettrice est positionnée sur la structure et crée en tout point de la surface du navire un champ électromagnétique, susceptible de perturber et compromettre le fonctionnement de tout équipement radio électrique. L'antenne de type demi onde, par son rayonnement, génère des courants sur la surface du navire représenté en plan par un code de couleur. Une fois l'environnement local de champ EM déterminé, le problème de susceptibilité de cet équipement à ce champ perturbateur peut être résolu séparément, comme un problème de norme en CEM. Dans cette optique, la base de données physique décrivant l'environnement EM doit être complétée par une base de données d'aériens dans laquelle leurs performances en émission et en réception ainsi que leurs caractéristiques géométriques sont renseignées.

Dans la représentation ci dessous l'intensité du champ électromagnétique, codé par la couleur, est directement « déposée » sur la surface de la BDD de l'objet.

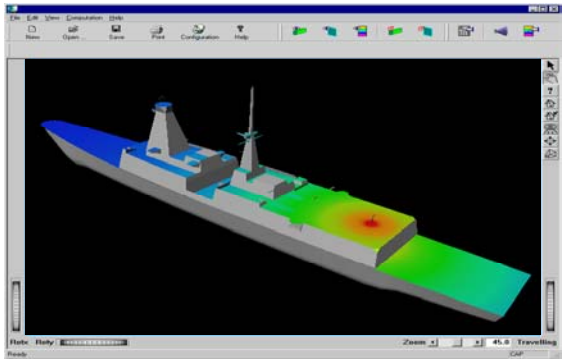


Figure 5 : calcul de champ créé par une antenne émettrice sur un navire

Exemple 2 : calcul de champ électromagnétique autour d'antenne émettrice

Dans cet exemple, le calcul du champ électromagnétique est effectué en milieu urbain, en interaction avec l'immeuble, dans un volume autour de l'antenne émettrice. L'objectif est de déterminer une zone de sécurité, quantifiée en intensité de champ, autour de l'antenne, selon les recommandations réglementaires (implantation d'émetteurs GSM). Dans le contexte actuel de questionnement sur les effets biologiques de ondes EM, la simulation numérique représente un outil particulièrement intéressant de prédiction de niveaux de champ EM, dans un environnement urbain, avant toute implantation physique d'antenne.

Dans l'exemple figure 6, les antennes émettrices concernées sont des réseaux de dipôles et le calcul s'effectue jusque en zone proche des antenne et des obstacles. Dans ce cas le calcul, de l'intensité des champs électromagnétique, est volumique et le mode d'exploitation permet de calculer des surfaces, iso densité, représentées en figure 6 et de définir des volumes de sécurité au sens de la norme.

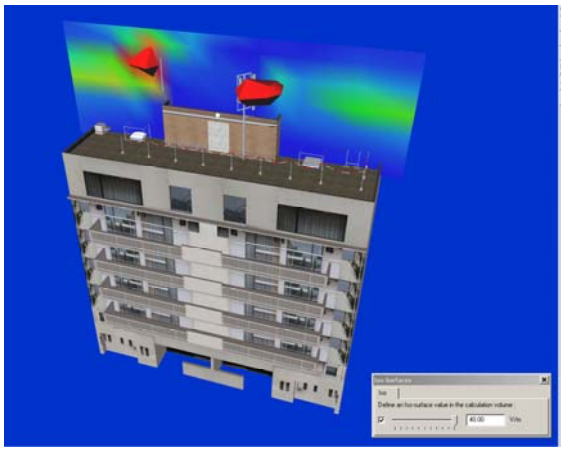


Figure 6 : calcul du champ EM dans le voisinage propre d'une antenne GSM sur un immeuble

Exemple 3 : simulation de radar

A titre de démonstration du caractère multidisciplinaire de l'approche, l'exemple suivant montre comment l'outil est aussi exploité dans le cadre du projet ONERA « Aéroport Du Futur », pour paramètrer un radar exploitable dans les phases finales d'atterrissage pour une application vision renforcée dans des conditions atmosphériques dégradées.

Pour cela, une Base De Données terrains de la zone aéroportuaire de Toulouse Blagnac a été développée par la société OKTAL SE et physiquement renseignée dans le domaine du radar millimétrique (figure 7).

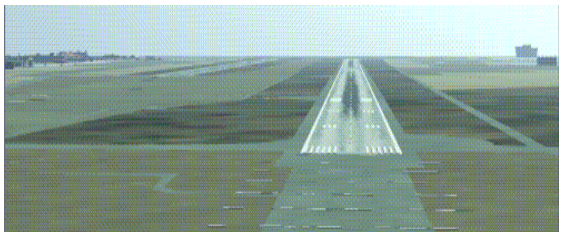


Figure 7 : Base De Données aéroport Blagnac dans le visible

Pour exploiter les simulations dans des conditions réalistes d'approche et de descente, des trajectoires sous différentes conditions météorologiques ont été calculées par l'ONERA.

Le signal radar reçu dans le domaine distance - angle de gisement est transformé en un domaine angle - angle pour présenter une image radar dans un repère visuel habituel.

Les images en figure 8, ci-dessous, sont calculées à 500 m de la piste, dans un mode de représentation angle - angle avec des résolutions variables.

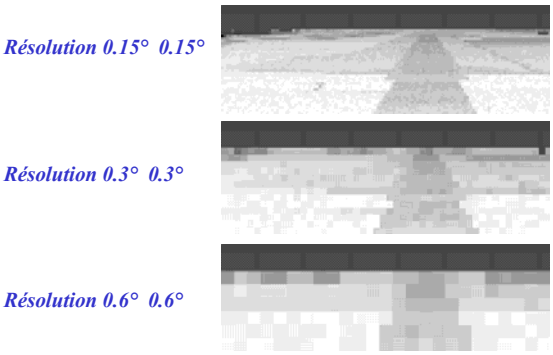


Figure 8 : images radar à 500 m de la piste en différentes résolutions

Bien qu'aucune application CEMIS n'ait encore été encore effectuée sur la Base de Donnée de l'aéroport de Toulouse – Blagnac, il est envisagé dans des projets futurs de l'utiliser pour faire la démonstration de la possibilité de calculs aéroportuaires et l'identification de problèmes de sécurités éventuels (notamment lors de l'implantation de nouveaux émetteurs).

Conclusions

A partir de mêmes modèles électromagnétiques asymptotiques exploités sur les mêmes Bases De Données 3D géométriques et physiques, le code FERMAT permet de développer des outils pour des applications diverses de calculs de champs électromagnétiques. La mise en œuvre et l'exploitation spécifique différente des calculs permet de traiter des problèmes de type : radar, SER, propagation, télécommunications en milieu urbain, calcul de diagramme d'antenne, CEMIS.

En particulier, le caractère opératoire de l'outil permet d'envisager, en haute fréquence, la détermination de contraintes CEM dans un environnement complexe. Celles-ci peuvent, par cet outil, être quantifiées et prises en compte dès les conceptions systèmes.

Les axes futurs de développement envisagés à ce jour sont les suivants :

- alimentation d'une banque de données d'antennes couplée à la base de données physique,
- amélioration des techniques de calcul de champ très proche des antennes,
- enrichissement des banques de données matériaux,
- établissement des limites basses fréquences de la méthodologie de calcul,
- amélioration de la prise en compte des états de surface.

Les Thèses ONERA UPS

Prise en compte des aspects diélectriques et de la rugosité dans le couplage des méthodes asymptotiques et du lancer de rayons
S. Laybros
Thèse de Doctorat de l'UPS (Université Paul Sabatier à Toulouse), Spécialité Microondes
En cours 2001 - 2004

Etude des diffusions de surface et de volume par une surface rugueuse diélectrique. Calcul des interactions entre un objet 3D et une surface naturelle.
F. Koudogbo
Thèse de Doctorat de l'UPS, Spécialité Microondes
Soutenue en Octobre 2002

Couplage des méthodes asymptotiques et de la technique du lancer de rayons pour le calcul du champ rayonné par des objets métalliques 3D complexes
G. Ramière
Thèse de Doctorat de l'UPS, Spécialité Microondes
Soutenue en Septembre 2000

Publication sur les travaux en cours

Calcul et caractérisation du champ rayonné en zone très proche par une surface équiphase
S. Laybros, P.F. Combes, H.J. Mametsa
Journées Internationales de Nice sur les Antennes, Nice, Novembre 2002
Prix JINA 2002

Apport de la simulation aux études de radar pour applications en vision renforcée.
A. Berges, H.J. Mametsa, T. Cathala, F. Rouas, B. Lamiscarre
REE, Revue de la Société de l'Electricité, de l'Electronique et des Technologies de l'Information et de la Communication, N°4, Avril 2002

Calcul de la diffusion par une surface rugueuse naturelle ou urbaine
F. Koudogbo, P.F. Combes, H.J. Mametsa
JCMM 2002, 7èmes journées de caractérisation microondes et, Toulouse, 20-22 Mars 2002

Imaging radar simulation in realistic environment using shooting and bouncing rays technique
H.J. Mametsa, F. Rouas, A. Berges, J. Latger
8th International Symposium on Remote Sensing of SPIE, Toulouse, 17-21 September 2001

Realistic radar simulation package applied to multisensor scenarios
H.J. Mametsa,T. Cathala, A. Berges, J. Latger
3rd ONERA-DLR Aerospace Symposium, 20-22, Paris, June 2001

Electromagnétisme et lancer de rayons pour le calcul du champ rayonné par des objets métalliques3D complexes
G. Ramière, P.F. Combes, H.J. Mametsa
12èmes Journées Nationales des Microondes. Poitiers, 16-18 Mai 2001

Couplage du lancer de rayons et des interactions arête-surface pour une analyse 3D rapide de cibles complexes
G. Ramière, P.F. Combes, H.J. Mametsa, P. Pitot
Journal Annales des Télécommunications, Tome 55, N°11-12, pp. 633-643, Décembre 2000

Airborne imaging radar simulation in realistic Environment using shooting and bouncing ray technique
H.J. Mametsa, T. Cathala, A. Bergès, J. Latger
CEOS 99, Comittee on Earth Observation Satellites, SAR Working Group, Toulouse, 26-29 Oct. 99

Shooting ray and multiple interaction coupling for complex 3D radar cross section predictions
G. Ramière, P. Pitot, P.F. Combes, H.J. Mametsa
5th International Conference on Radar Systems, Brest, May 99

Méthode d'Analyse de Sûreté d'un Système Exposé à des Risques Electromagnétiques

B. Démoulin, R. Kassi, D. Dégardin, J. Baudet
Université des Sciences et Technologies de Lille (France)
Laboratoire de Télécommunications, Interférences et Compatibilité Electromagnétique
TELICE
Bâtiment P3
59 655 VILLENEUVE D'ASCQ Cedex
Bernard.demoulin@univ-lille1.fr

Abstract: This paper deals with electromagnetic coupling trough a transmission line traveling analog and digital data. An estimation of the sensitivity of this cable assembly will be proposed in order to determine the electromagnetic hazard involved by the equipments connected at both ends of this line

Résumé: La communication traite des interférences électromagnétiques avec une ligne transportant des signaux analogiques et numériques. Une estimation de la sensibilité de ce dispositif est réalisée afin d'établir les risques électromagnétiques pouvant engendrer des dysfonctionnements des équipements d'extrémités.

I Introduction

Les analyses de sûreté en ambiance électromagnétique sont généralement difficiles à réaliser à cause de l'impossibilité de pratiquer des essais sur site. Le recours aux simulations théoriques semble le remède approprié pour évaluer ce type de risque. Toutefois cette démarche demande au préalable la recherche de la sensibilité des équipements les plus vulnérables, puis une évaluation des environnements électromagnétiques capables de franchir ce seuil de sensibilité. La communication comporte cinq parties dans lesquelles nous examinerons les points suivants :

- La présentation du contexte industriel de l'étude
- Une description du dispositif expérimenté
- L'insertion de données numériques erronées
- La recherche de la sensibilité par des couplages électromagnétiques ciblés
- L'estimation des conditions physiques pouvant engendrer des défaillances.

II Contexte matériel et physique de l'étude

Le dispositif étudié est une ligne comportant un capteur de pression intelligent de type « Hart ». La dimension des câbles utilisés pour transmettre ces données peut atteindre une centaine de mètres. Normalement l'usage de câbles blindés est recommandé pour réduire les risques d'induction avec des sources électromagnétiques extérieures. Toutefois pour les besoins de l'analyse de sûreté nous ferons abstraction du blindage afin de cerner le risque maximum.
Les perturbations électromagnétiques envisagées seront représentées par des ondes sinusoïdales entretenues dont la gamme de fréquences s'étend de quelques centaines de kHz à plusieurs centaines de MHz.
Nous procéderons tout d'abord à une analyse descendante visant un double but. Nous estimerons la sécurité de l'installation vis à vis de données subversives introduites sur la ligne, puis nous examinerons plus longuement les conséquences de couplages électromagnétiques. Nous évaluerons la sensibilité du dispositif en pratiquant des couplages ciblés sur les voies de communication des équipements. Pour conclure nous proposerons une analyse montante permettant d'évaluer les conditions d'environnement électromagnétique susceptibles d'engager cette sensibilité.

III Description du dispositif

Dans sa présentation générale le dispositif étudié comporte deux modes de fonctionnement intégrés. L'un consiste à prélever sur la ligne des données analogiques par la mesure d'une tension aux bornes d'une résistance parcourue par le courant d'alimentation du capteur. Dans une seconde configuration la ligne dialogue avec un calculateur activant une interface par laquelle transitent des données numériques émises par le capteur. Inversement le calculateur permet de configurer le capteur par le biais de cette interface. La Figure (1) en illustre le synoptique.
L'alimentation est réalisée au moyen d'une source délivrant une tension continue de 13,5 V, la résistance connectée en série avec cette source a une valeur proche de 260 Ω afin que le courant produit par les variations d'impédance du capteur entre dans les limites 4 – 20 mA. Les informations numériques échangées sur la ligne se présentent sous la forme de salves sinusoïdales de fréquence émises à 2,2 kHz ou 1,2 kHz suivant l'état logique de la donnée.

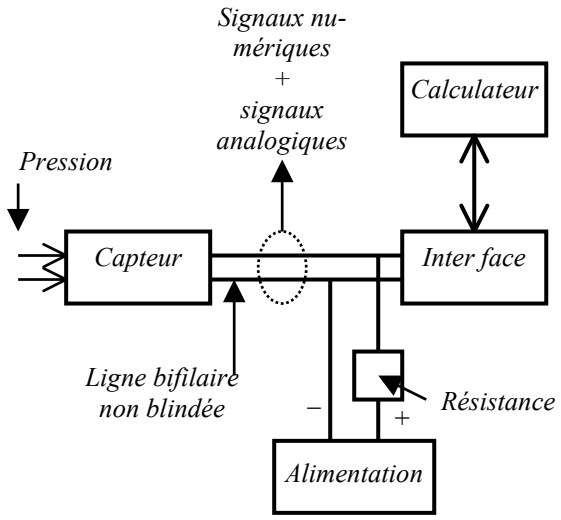


Figure (1) : Descriptif du capteur et du transfert simultané de signaux numériques ou analogiques

Un bus au standard RS 232C permet le transfert des données entre l'interface et le calculateur. Un logiciel spécifique chargé dans le calculateur maître réalise le contrôle du capteur et la gestion de ces données ainsi que leur affichage.

IV Insertion de données erronées

Objectifs de l'analyse

Les tests consistent à insérer des données étrangères au fonctionnement nominal du capteur afin de modifier le contenu des paramètres physiques traités par le calculateur. Pour réaliser cette simulation on substitue au capteur un calculateur esclave chargé d'élaborer les données erronées. L'affichage des informations en sortie du calculateur maître indique les changements d'états observés lors de l'application des tests.

Méthode d'analyse

L'instauration des protocoles d'insertion de données erronées a nécessité l'étude des procédés de protection. Notamment l'analyse des bits de parité, la reconnaissance des octets de contrôle ont été associées à l'étude de leur mode de compression et de codage simple précision.

Comportements observés

Les tentatives d'insertion de données erronées ont montré que les contrôles de parité protègent efficacement le système contre ce type d'action. En revanche sous certaines configurations de ces entrées subversives nous avons noté des blocages du calculateur nécessitant sa réinitialisation.

V Evaluation de la sensibilité électromagnétique

V-1 Génération de perturbations ciblées

Afin de connaître la sensibilité du dispositif face à des perturbations provenant de sources électromagnétiques nous avons opté pour un couplage par diaphonie. La Figure (2) représente la structure générale du banc de mesures.

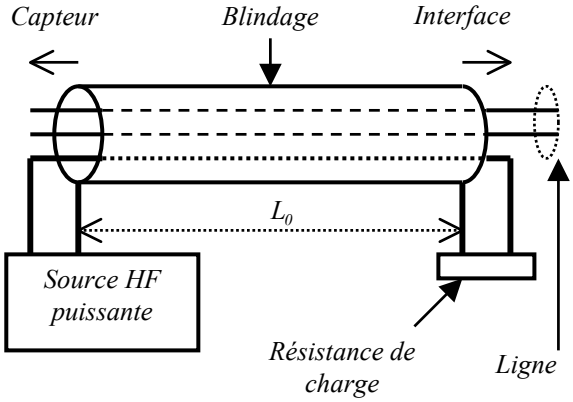


Figure (2) : Couplage sur la ligne d'une perturbation ciblée par diaphonie

Le coupleur comporte un câble blindé contenant trois conducteurs. Deux conducteurs servent au transport des signaux véhiculés sur la ligne. Le troisième conducteur réalise un couplage par diaphonie au moyen d'une source HF de puissance connectée à une de ses extrémités. L'extrémité opposée reçoit une résistance de charge d'une valeur de 50 Ω. Bien que cette valeur normalisée soit un peu éloignée de l'impédance caractéristique de cette ligne de propagation elle permet néanmoins de s'approcher d'une quasi-adaptation. La dimension L_0 du câble est voisine de trois mètres. Ce choix résulte de considérations physiques sur l'amplitude des perturbations que nous voulons générer principalement au voisinage d'une dizaine de MHz. La source est constituée d'un générateur de signaux harmoniques connecté à un amplificateur de puissance large bande pouvant délivrer une vingtaine de watts.

V-2 Perturbation des signaux numériques

La méthodologie de l'essai est appliquée sur une trentaine d'échantillons de fréquence du perturbateur répartis entre 10 MHz et 200 MHz. Pour chaque fréquence on accroît la puissance de la source HF jusqu'à observer l'affichage d'une anomalie signalée par le calculateur de contrôle. On porte sur la caractéristique de sensibilité de la Figure (3) l'amplitude de la tension respectivement mesurée sur les lignes

émettrice et réceptrice lors de l'apparition de l'anomalie.

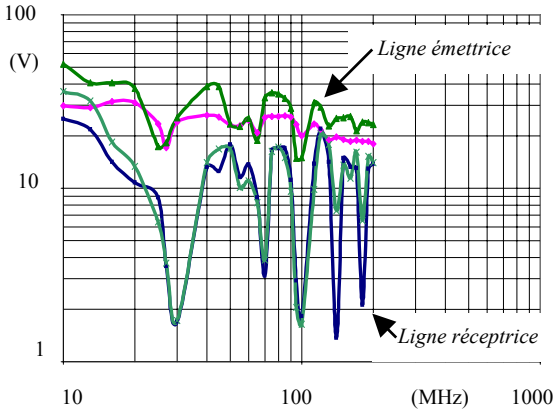


Figure (3) : Caractéristiques montrant le seuil de sensibilité des signaux numériques transportés sur la ligne

Pour la ligne émettrice il s'agit de la tension directement mesurée sur l'entrée du coupleur connecté à la source HF. Pour la ligne réceptrice nous prélevons la tension induite prés du capteur entre un des deux conducteurs et la référence de masse constituée du blindage; ce choix sera justifié par la suite. Les mesures sont réalisées à l'aide d'un oscilloscope comportant une sonde haute impédance. Les perturbations seront soit des ondes entretenues pures ou modulées par un signal sinusoïdal de fréquence 600 Hz. Dans la partie supérieure du graphe figurent les courbes relevées à l'entrée de la ligne émettrice avec et sans modulation. En partie inférieure apparaissent les courbes montrant la tension entre l'entrée du capteur et la référence de masse. Nous remarquons que la modulation influence très peu la sensibilité en revanche les comportements observés sur la ligne réceptrice indiquent d'importantes fluctuations d'amplitude probablement provoquées par des mécanismes d'ondes stationnaires mettant en cause le mode commun induit sur la ligne. Ne disposant d'aucune information sur la nature des impédances rencontrées aux extrémités du câble nous ferons l'hypothèse qu'il s'agit de boites noires qui réagissent sur la dynamique d'amplitude observée sur les courbes soit des tensions induites variant entre 1,5 V et 30 V. Si nous adoptons le chiffre le plus pessimiste nous dirons que le seuil de sensibilité se situe au niveau de 5 V.

D'autre part la raison qui incite à relever la tension induite référencée au blindage du coupleur est motivée par la recherche du risque maximum. En effet nous sommes en présence d'un câble bifilaire torsadé, or nous savons que les tensions induites sur le mode différentiel ont une amplitude bien inférieure à celle induites sur le mode commun, un rapport dépassant 20 dB paraît réaliste.

V-3 Perturbation des signaux analogiques

Nous rappelons que les signaux analogiques concernent la tension continue mesurée aux bornes de la résistance de 260 Ω connectée en série avec l'alimentation. Pour mesurer les variations de cette tension consécutives au couplage avec le signal perturbateur nous avons aménagé le banc d'essai conformément au synoptique simplifié de la Figure (4).

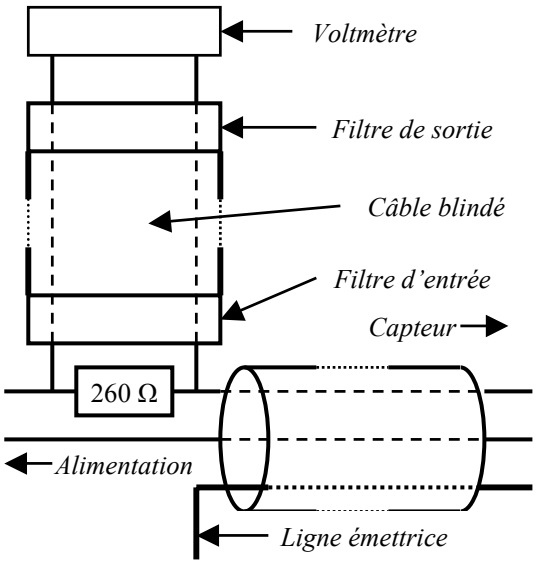


Figure (4) : Aménagement du banc d'essai pour la mesure des dérives du courant de consigne du capteur

La tension prélevée sur la résistance est tout d'abord filtrée afin d'atténuer la composante haute fréquence superposée au signal analogique statique. Cette tension est transmise vers le voltmètre par un câble bifilaire blindé. Un second filtre connecté à l'entrée du voltmètre a pour but d'atténuer le mode commun transmis à l'intérieur du câble. L'expérience consiste comme précédemment à émettre des échantillons de fréquence afin de trouver la contrainte minimale qui appliquée sur la ligne émettrice provoque une dérive de tension décelable sur le voltmètre. Pour simplifier nous avons surtout regardé le comportement observé en absence de pression sur le capteur. Autrement dit nous recherchons les dérives du zéro physique. Les fréquences comprises entre 100 kHz et 1 GHz ont été explorées. Il est apparu que la sensibilité maximale se situe entre 1 MHz et 10 MHz, seules les courbes obtenues sur cette gamme de fréquence seront présentées en Figure (5). Afin d'établir une correspondance entre les dérives observées et les phénomènes d'induction mis en jeu nous avons entrepris la mesure des tensions hautes fréquences à l'entrée du capteur. Le schéma de la Figure (6) apporte le détail d'implantation de cette mesure.

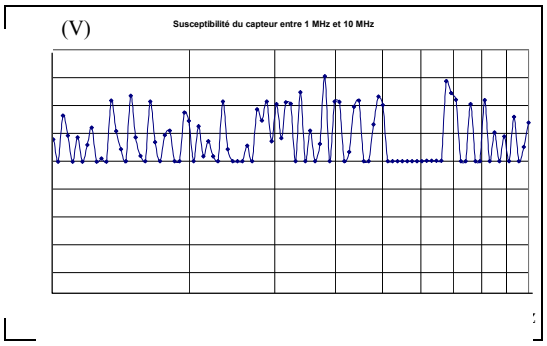


Figure (5) : Evolution de la dérive en fonction de la fréquence du signal perturbateur injecté sur la ligne émettrice

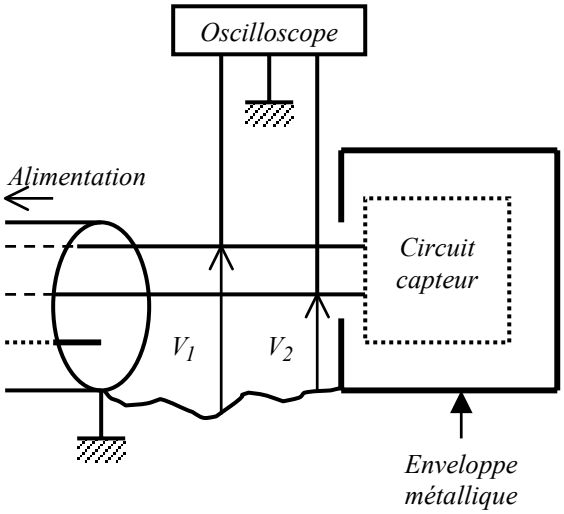


Figure (6) : Configuration des connexions de masse et de l'oscilloscope lors du test de dérives de tension

Nous présenterons les amplitudes enregistrées lors d'une dérive apparue à la fréquence de 8 MHz. Nous donnerons l'amplitude crête des tensions V_1 et V_2 leur déphasage et l'amplitude de leur différence c'est à dire la tension réellement délivrée par le capteur lors du test.

$$V_1 = 4{,}4\ V$$
$$V_2 = 1{,}2\ mV$$
$$\varphi[V_1, V_2] = 60°$$
$$V_d = V_1 - V_2 = 4{,}1V$$

Nous observons un déséquilibre très important entre ces amplitudes et un déphasage qui signifie que les charges référencées à la masse sont très différentes et probablement réactives. L'examen des signaux a montré qu'ils étaient assez proches d'une sinusoïde comportant une composante continue attribuant à la valeur moyenne de la tension différentielle l'amplitude suivante :

$$\overline{V}_d = 12{,}14\ V$$

Il faut préciser que la tension continue délivrée normalement par le capteur en absence de pression est strictement égale à 12,47 V. La perturbation est donc capable de produire une dérive voisine de 3 % . L'origine de la dérive est probablement liée à des mécanismes non linéaires introduits par la présence du perturbateur haute fréquence. Ne disposant d'aucun détail sur la structure interne des circuits leur simulation théorique était impossible par les méthodes usuelles.

V-4 Influence des conditions d'environnement du capteur

Les essais pratiqués par couplage électromagnétique ont montré que les dérives de tension étaient éliminées ou atténuées en agissant sur l'environnement de la ligne. Le parasite disparaît lorsque le pôle moins de l'alimentation et l'entrée correspondante du capteur sont toutes deux reliées à la masse. Toutefois le constructeur recommandant le montage de la ligne flottante nous avons tenté d'autres interventions notamment le branchement d'une capacité de 15 nF entre le pole moins du capteur et la masse. Sous cette configuration l'amplitude moyenne de la dérive prend pour valeur :

$$\overline{V}_d = 12{,}30\ V$$

Soit une variation inférieure à 1,5 %, une expérience similaire a été réalisée en connectant la capacité directement sur l'entrée active du capteur, la dérive passe à :

$$\overline{V}_d = 12{,}33\ V$$

Soit une variation relative pratiquement comparable à la précédente.

VI Analyse montante

Les chiffres de sensibilité évalués nous pouvons rechercher les conditions d'environnement électromagnétique capables de reproduire les tensions induites relevées lors des essais ciblés. Cette tâche est très difficile car il faut connaître exactement les conditions d'installation de la ligne. Nous pouvons envisager deux cas d'application, le premier qualifié de rigoureux consiste à entreprendre la simulation en calculant l'induction produite par un champ extérieur dans les conditions d'utilisation pratique du capteur. Le second cas consiste à établir une représentation simplifiée des mécanismes d'induction. Nous discuterons les intérêts respectifs de chaque méthode.

VI-1 Approche rigoureuse

L'approche rigoureuse suppose l'usage d'un logiciel de simulation permettant d'estimer le champ électromagnétique dans un environnement complexe afin de déterminer sa distribution d'amplitude à proximité

de la ligne. La Figure (7) illustre un scénario proche d'une situation de terrain.

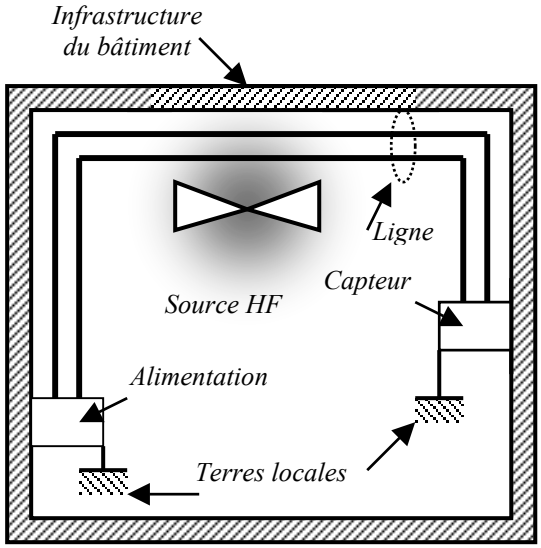


Figure (7) : Illustration d'une configuration pouvant faire l'objet d'une simulation théorique rigoureuse

L'avantage majeur de cette approche est bien entendu de procurer des conditions géométriques adaptables pour chaque configuration. Les principales difficultés de mise en œuvre proviennent du nombre très important de paramètres à gérer ainsi que l'incertitude qui auréole leur évaluation. Nous pensons par exemple aux liaisons avec les terres locales, à la composition physique des infrastructures du bâtiment et surtout à la nature des impédances qu'il faut attribuer aux extrémités de la ligne perturbée.
L'exemple donné par les courbes de la Figure (8) est suffisamment éloquent. Il s'agit du comportement de l'impédance mesurée à l'analyseur de réseau entre le pôle plus du capteur et la masse locale. Les caractéristiques obtenues montrent que ce paramètre dont nous devinons le rôle important adopte un comportement difficile à reproduire par simulation. Notamment nous observons un maximum très pointu culminant à 3000 Ω vers la fréquence de 8 MHz pour laquelle nous avions relevé une sensibilité significative du capteur.
Un simulateur théorique aussi sophistiqué soit-il ne peut prévoir les tensions induites qu'à condition de connaître les impédances rencontrées aux extrémités de la ligne. De plus cela suppose qu'il soit encore légitime de parler d'impédance en présence de phénomènes non linéaires comme ceux pressentis dans cette étude ! En effet, il faut signaler que le maximum situé à 8 MHz passe de 3000 Ω à 8000 Ω lorsque la puissance d'injection passe de 10 dBm à 0 dBm. D'autre part selon que le capteur est polarisé ou simplement passif la forme des caractéristiques d'impédance est fortement influencée

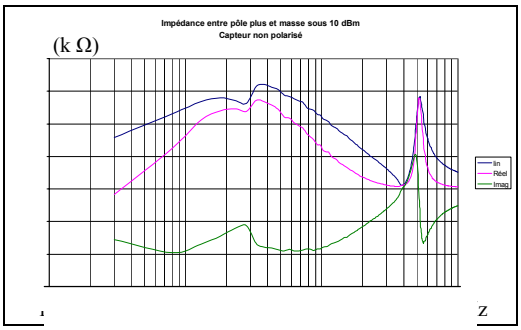


Figure (8) : Courbes montrant l'évolution de l'impédance de mode commun du capteur en fonction de la fréquence R (partie réelle), I (imaginaire), A (absolue)

VI-2 Approche simplifiée

Nous réduisons la dimension de la ligne afin de l'introduire dans une chambre anéchoique pour y pratiquer quelques tests visant à établir une corrélation entre sensibilité et environnement électromagnétique. Un point particulièrement important que nous tentons d'élucider concerne l'influence du réseau de terre sur l'intensité du couplage électromagnétique. Pour cela nous avons pratiqué des mesures sur les dispositifs représentés Figure (9). Il s'agit d'une ligne bifilaire composée de deux conducteurs parallèles collés sur un substrat plan en PVC. L'espacement des conducteurs est approximativement de *11 cm*, cette distance apparemment élevée a pour but de faciliter l'induction d'un mode différentiel. La dimension longitudinale de cette ligne est voisine de deux mètres, une des extrémités est connectée sur une résistance de valeur *270 Ω*, l'extrémité opposée sur une seconde résistance de valeur *2,7 kΩ*. Ce choix est justifié pour se rapprocher des conditions imposées par la résistance de lecture du courant délivré par le capteur et par la résistance présentée par le capteur vis à vis du mode différentiel. L'antenne d'émission de type biconique est installée à trois mètres de la ligne de manière à la soumettre à une onde parvenant sous incidence frontale. Le plan contenant les deux conducteurs est orienté parallèlement au plan de sol de la chambre recouvert partiellement d'absorbants. Les fréquences explorées durant l'essai vont de 30 MHz à 200 MHz. Sur cette gamme la chambre n'est pas parfaitement anéchoique, cependant nous avons vérifié par des mesures préliminaires que le champ au voisinage de la ligne était monotone.
Chaque essai est assorti d'un calibrage normalisant le champ électrique à une amplitude de *20 V / m*. Une mesure de tension s'avérant trop auto perturbatrice nous avons opté pour la détermination du courant induit à chacune des extrémités de la ligne, I_0 correspond au courant prélevé près de la résistance de *270 Ω* alors que I_L donne le courant à l'extrémité connectée sur *2,7 kΩ* .

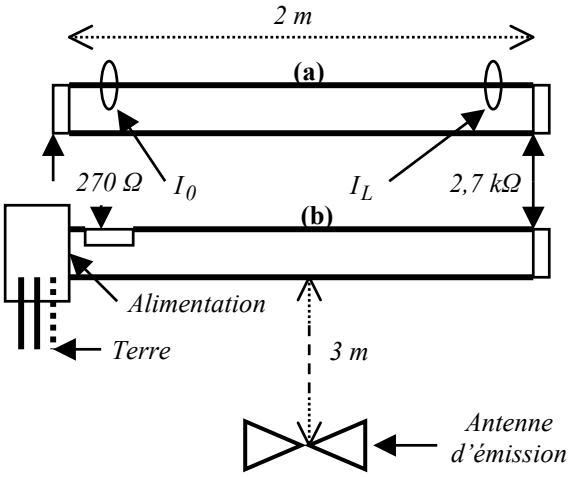


Figure (9) : Configurations testées en chambre anéchoique

La mesure du courant est réalisée par un petit transformateur connecté à un analyseur de spectre au moyen d'un câble coaxial.
Nous procéderons à une sélection des résultats les plus représentatifs recueillis au cours de cette campagne d'essai. La courbe présentée Figure (10) montre l'évolution du courant I_L prélevé sous la configuration flottante (a). Cette mesure révèle que le courant induit présente une résonance située vers *60 MHz* dont l'amplitude culmine vers *20 mA*, d'autre part en positionnant l'antenne d'émission sous polarisation verticale le courant passe au-dessous de *5 mA*. Les mesures pratiquées sur le courant I_0 donnent des amplitudes tout à fait comparables. En conséquence le pire cas est caractérisée par l'intense résonance située au voisinage de *60 MHz*. Une expérience similaire illustrée Figure (11) réalisée avec le câble connecté au boîtier d'alimentation selon la configuration (b) montre que l'évolution de I_0 est également caractérisée par une résonance située à *60 MHz* avec une amplitude qui culmine cette fois à *100 mA*. Une mesure similaire pratiquée à l'extrémité opposée flottante donne au courant I_L une amplitude inférieure à *6 mA*. Comme précédemment l'expérience indique que la modification de la polarisation de l'antenne d'émission engendre une atténuation du courant induit dont l'amplitude reste également inférieure à *5 mA*. Ces mesures et interprétations sont actuellement poursuivie pour l'évaluation des conditions d'environnements pouvant engendrer le dysfonctionnement en suivant le descriptif porté en conclusion.

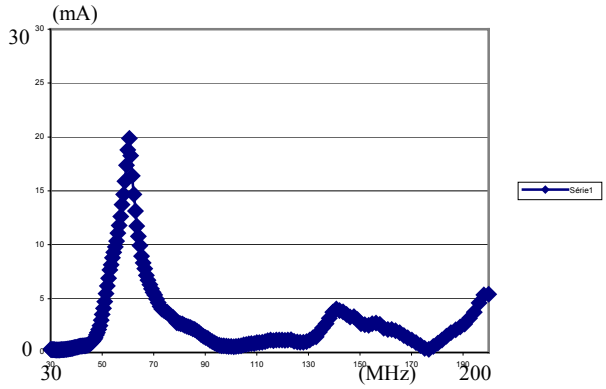


Figure (10) : Evolution du courant I_L prélevé sous la configuration flottante (a).

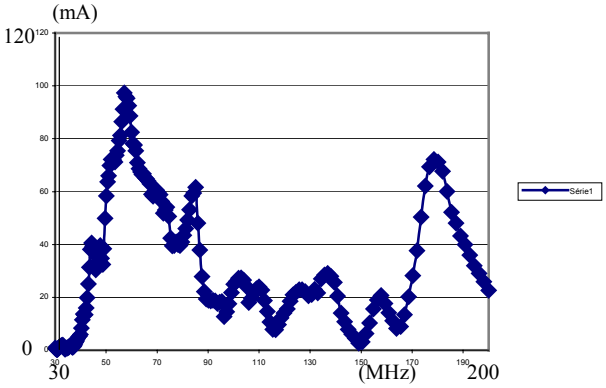


Figure (11) : Evolution du courant I_0 prélevé sous la configuration avec boîtier d'alimentation (b)

VII Conclusion

Dans la présentation orale de la communication nous établirons le lien avec les essais de sensibilité pratiqués durant l'analyse descendante et rechercherons l'origine physique de la résonance située à 60 MHz. Pour cela nous entreprendrons des mesures du courant induit lors des tests ciblés réalisés plus haut. Cette donnée nous permettra ensuite de relier le seuil de sensibilité au champ électromagnétique ambiant [1].

Référence

[1] R. Razafferson
« Analyse du Rayonnement et des Couplages Electromagnétiques provoqués par des Signaux Hautes Fréquences interférant avec des lignes d'énergie »
Thèse en électronique Lille 2002

Remerciements

"Les travaux objet de la présente publication ont été réalisés dans le cadre d'actions relatives à l'évaluation de la sûreté de matériels utilisés dans les installations nucléaires. Ils ont été financés par l'Institut de Radioprotection et de Sûreté Nucléaire"

BACK

Electromagnetic waves propagation and coupling: The statistical approach to information retrieval

W. Tabbara[1], Ph. De Doncker[2], M. Hélier[1], D. Lecointe[1]
[1]Supélec/DRE, Plateau de Moulon, 91192 Gif-sur-Yvette, France
[2]Université Libre de Bruxelles, CP 165/51, Av. Roosevelt 50, 1050 Brussels, Belgium
tabbara@lss.supelec.fr

Key words⊡Electromagnetic compatibility, statistics, kriging.

Abstract
The aim of this paper is to provide examples of applications of probabilistic and statistical methods (ProStat) to problems dealing, on one hand with the coupling of an electromagnetic wave to cavities, cables and circuits, and others related to indoor propagation. The kriging approach, developed in the field of geostatistics, will be emphasized. It allows the prediction of the values of an observable, within some given set, from a reduced number of values taken in the same set, providing also an estimation of the accuracy of the predicted values.

The statistical approach
The coupling of an electromagnetic wave to a structure depends on a large number of factors such as the dimensions of the structure, the electromagnetic parameters of the media, the polarization of the incident wave... The parametric analysis of an observable (field, current, reflection coefficient...) resulting from the interaction is conducted, by means of numerical modeling or experimentation. If an exact solution is sought, a numerical code can be executed repeatedly leading to a high cost in terms of computing time. Similar conclusions as to the cost of repeated experimentations can be drawn when measurements provide the desired results. Thus, it is important, in particular when complex systems are investigated, to consider the possible means of reducing the cost of the analysis, and to estimate the accuracy of the results.

The cost-reduction problem can be looked at in a somewhat unusual manner. Each combination of values of the factors, define one of the many possible configurations of the system. The latter are then considered as the outcome of a random experiment, and the following analysis is conducted:

1- Problems of practical interest involve a large number of factors each having more or less influence on the observable. In order to reduce the computational cost we only need to keep the most important factors. Moreover, the factors may not be independent parameters, thus there is a need to point out the correlation between them. To achieve these two goals, one may resort to the *analysis of variance (ANOVA)* and to *regression* techniques [1, 2]. The ANOVA, that allows one to investigate the influence of one factor at a time, is a fast and simple method but it does not provide information on the correlations between factors. Regression is a more elaborate approach that may be used in place of ANOVA and is able to give correlation information. It may also be used to interpolate the values of the observable in some data base. The interpolating function is then a linear combination of functions of the factors, called regressors (these are usually polynomials in many variables) and the coefficients of the linear combination are obtained by applying a mean square minimization to some cost function.
2- A configuration of the system is defined by considering a combination of values of the factors. The latter and the observable are considered as random variables. For some simple systems, it is possible to determine numerically the probability law of the observable from those of the factors. In that case, one usually employs the *Monte-Carlo* [1] technique where a large number of combinations of the values of the factors are chosen at random and the value of the observable is computed, or measured, for each of these combinations. A *histogram* of the observable is then drawn and fitted with a function known as the *probability density function (pdf)* of the observable. The knowledge of the pdf permits the computation of the probability of occurrence of any value of the observable, it also alows to compute the quantile which is a convenient observable in EMC problems.
3- Build a small sample of configurations of the system. Then, for each configuration in the sample, the value of the observable is computed (measured) by standard techniques and this set of values provides the data base.
4- When one considers a configuration that does not belong to the data base, it can be defined by a combination of values of the factors. The value of the observable, for this configuration, is predicted by interpolating the values in the data base by mean of Kriging [3, 4], a multi-factor parametric approach to system modeling which leads to adequate prediction, together with an estimation of the accuracy of the predicted values of an observable. With this technique, we study the evolution of an observable with respect to all the factors simultaneously, and not one at a time as in a classical parametric analysis.

What is the budget of the statistical approach? The main cost is induced by the construction of the data base, whether this is done numerically, experimentally or by combining the two. In the case where numerical simulation is used, time-consuming methods such as finite differences, finite elements or integral representations are involved. On the other hand, ANOVA, regression and kriging do not increase significantly the cost of the method. It must be noted that the statistical approach does not replace any standard modeling method. Rather, it works in association with the latter, enhancing its capabilities and making it possible to retrieve information that is otherwise difficult to obtain. As a final remark here, this approach applies to a probability density function where the interpolation is done on the parameters of this function.

To illustrate the statistical approach, it will now be applied to two EMC problems. The first one deals with the determination of the probability density function of the coupling cross-sections of PCBs. The second problem addresses the coupling of the field radiated by a randomly located dipole to a transmission line. This is a first order solution to the coupling of mobile phone signals to transmission lines placed in a room. Other examples will be shown in the presentation.

Case 1 : pdf of coupling cross-section to a PCB [5]

The canonical structure on figure I allows us to study the coupling probability distribution by processing, at a reasonable cost, a large number of test configurations (typically by considering various incident waves) with all other parameters under control.

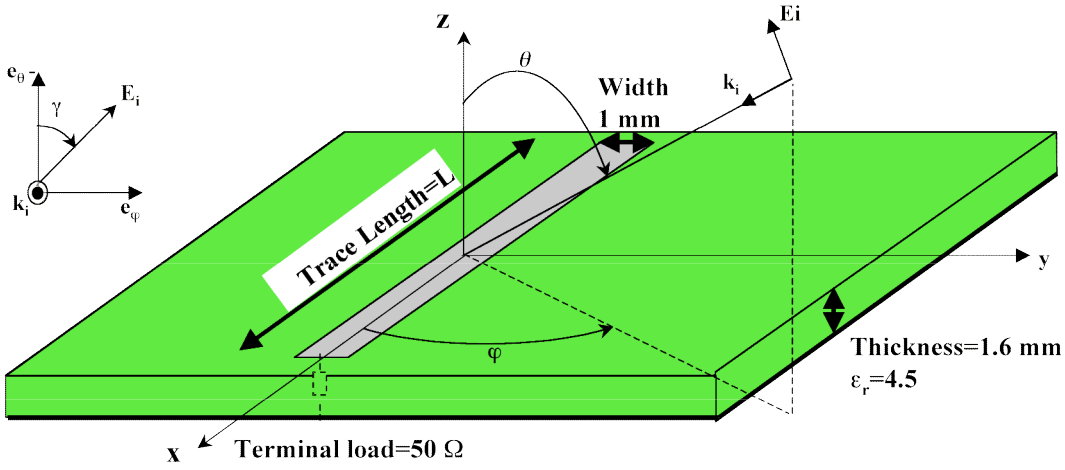


Figure 1

We chose to study the coupling cross section (SEC : Section Efficace de Couplage) which is the ratio between the collected power and the incident power density.
According to the Monte Carlo method, the angles □ and □ defining the direction of arrival of the incomming linearly polarized plane wave, and the angle □ which defines the orientation of its electric field, are random variables obeying uniform distribution over the following ranges :

0 □ □ □ 90°
0 □ □ □ 360°
0 □ □ □ 360°

The frequency follows a uniform distribution between 500 MHz and 6 GHz, the trace length L, follows a lognormal distribution with a 0.7 mean and a 1.2 standard deviation (measurements on some PCB samples support this hypothesis).We used the computer code CRIPTE (Calcul sur Réseaux des Interactions Perturbatrices en Topologie Electromagnétique), which solves the B.L.T. (Baum-Liu-Tesche) equation, to obtain the collected power on the terminal load (50 □) at different frequencies.

Results are presented on Figure 2 where the Beta distribution [1] was found to be the best fit to the histogram of the SEC distribution.

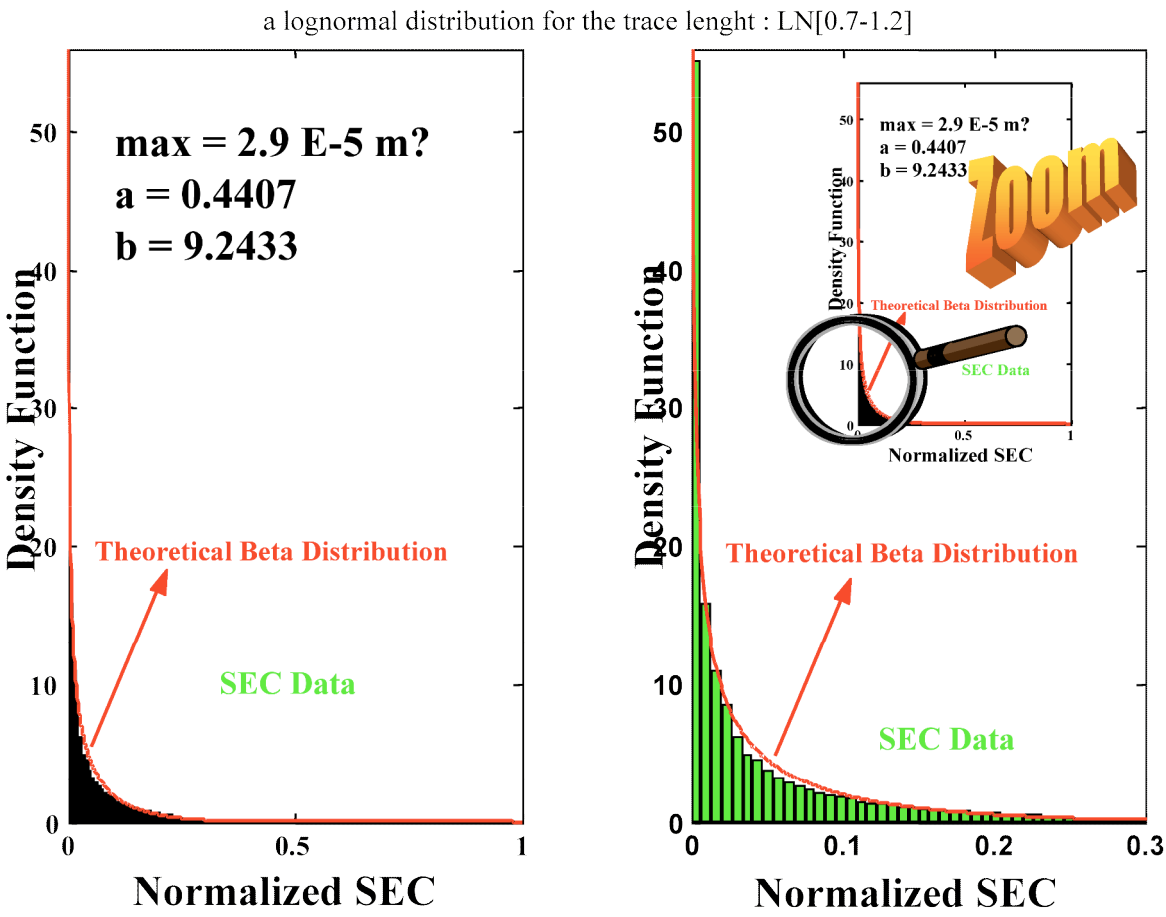


Figure 2 : a and b are the parameters of the Beta distribution

Case 2 : coupling to a transmission line placed in a room [6]

A two wires transmission line of length L, with wires diameter d and separation distance h, is loaded by impedances Z_0= 50 Ω at one end and Z_L at the other end. The line is placed inside a 4m x 6m x 2.5m room the thicknesses of its walls, ceiling and floor are respectively 10 cm and 20 cm and are made of a material of relative permittivity 4-j0.18. One side of the room is a bay-window 0.5 cm thick and of relative permittivity 1.5. The transmission line is illuminated by an elementary dipole, located inside the room, the position and orientation of which are random variables, emitting at a frequency of 1 GHz a power of 2 W.

In a first step, the dipole is assumed to be alone inside the room. The radiated field at any point in the room is computed analytically for several random positions and orientations of the dipole. To carry out these calculations, the electric field is splitted into the direct LOS (Line of Sight) incident field and the fields reflected from the room walls. These reflected fields are computed using the images of the dipole with respect to the walls, hard and soft polarization are considered, their weak values make it possible to take into account first order images only. In a second step, for each position and orientation of the dipole, the transmission line is illuminated by the fields computed in the first step. Assuming that the reaction of the line on the dipole and the room is negligible, the end-voltage of the line is computed using Taylor's model.

The observable used to quantify the coupling of the illuminating wave to the transmission line is the modulus I of the current flowing in the terminal impedance Z_L or more conveniently the quantile q^{th} of I_q computed either from the histogram (empirical quantile) or from the pdf (theoretical quantile), and defined as the values I_q such that Probability($I<I_q$) = q% [1]. The observable is a function of a set of variables such as: the dimensions of the room, the length, wires separation and diameter and load impedances of the transmission line, the parameters of the illuminating wave. These variables are called factors and each one takes its values over some finite interval. We shall limit the analysis here to the wires separation h, the terminal impedance Z_L, the coordinate Xs, Ys, Zs of the center of the dipole, the angles Ω and Ω characterizing the orientation of the dipole. Thus, we have I = I(h, Z_L, Xs, Ys, Zs, q, f). We define the 2D and 5D vectors, respectively **f** = (h, Z_L) and **s** = (Xs, Ys, Zs, Ω, Ω).

The configuration is made of a loaded transmission line randomly illuminated by the dipole. Thus, for each configuration, the components of **f** have fixed values, and **s** is a random vector the components of which are random variables uniformly distributed over their intervals of definition. The probabilistic and statistical analysis make use of two approaches, Monte Carlo and Kriging.

Monte Carlo approach: This is a three steps method which provides an estimation of the pdf of the observable for each configuration. First, we select at random Ns values of **s**, denoted $\mathbf{s_i}$, and for each one, we compute (or measure) the value of the observable Ii, i = 1,..., Ns. It is convenient to write Ii = I($\mathbf{s_i}$ / **f**). Here we have selected, at random, 7 values for each of the three coordinates of the center of the dipole, 5 values for each of the two angles (and) leading to Ns = 8575 illuminations for each value of the vector **f**. We then build the histogram from the values of Ii. In the last step, we fit the histogram with the pdf of a known probability distribution. In the following, we will deal mainly with the observable named the q^{th} quantile.

Kriging: Let us now consider N_c values $\mathbf{f_j}$ of the vector **f**,. For each $\mathbf{f_j}$ we compute the corresponding quantile q_j. For example, choosing 3 values for h and 3 for Z_L leads to N_c= 9. If the values of h and Z_L are regularly distributed over their intervals we say that we have built a complete experiment design. The techniques of experiment design are a well known approach to build an optimized, in some sense, data base for an observable [7]. The question now is, given a new configuration **f** which does not belong to the previously defined data base, how can we predict the related quantile value I_q ? This problem can be looked at as an interpolation one, and we shall provide an answer by means of an approach called Kriging where I_q is represented as the sum of two terms, a regression model and the realization of a random process of known covariance function. We seek a solution $I_q(\mathbf{f})$ as a linear combination of the $I_q(\mathbf{f_j})$, j= 1, N_c. In addition, the Kriging method provides for each predicted value $I_q(\mathbf{f})$ a standard deviation s which is a measure of the degree of accuracy of the prediction. The Kriging approach allows a fast prediction of a large number of values of an observable, from a small number of given values of this observable and is able to handle measurements errors.

A transmission line of length 4.5 l is placed inside the room. We have computed the histogram of the values of the electric field magnitude at the middle of the line, Fig.3. Kriging of the q=95 quantile data (N_c=9) has been successfully achieved and validated, Fig.4. The quantile I_{95} has been computed for 3 values of Z_L: 0 , 100 and 200 . The red solid curve displays the interpolated values ofthe quantile obtained by means of Kriging. The dashed curves represents the interpolated values ± the standard deviation. The interpolation is validated using the test points which represents the exact values of the quantile computed for Z_L = 50W and 150W.

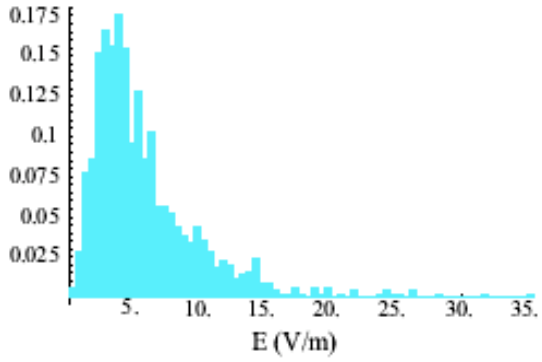


Fig.3. Histogram of the E field at the middle

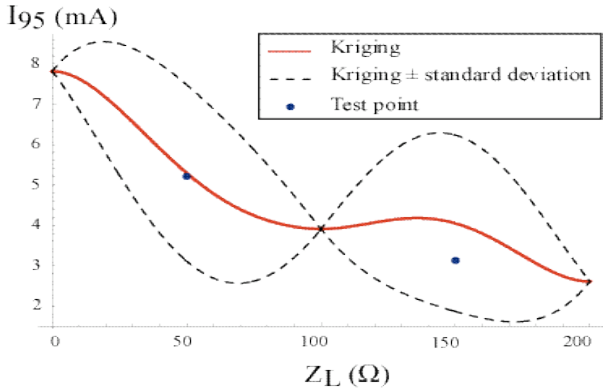


Fig.4. Kriging of the quantile I_{95}

Acknowledgments

The development of the ProStat approach has benefited from the highly valuable contribution of our colleagues Françoise Brouaye, Véronique Rannou, Nicolas Ribière-Tharaud, Fabrice Marty, Bruno Azaïs and Stefano Salio. It has also been supported by France Telecom R&D, RENAULT, EADS and Centre d'Études de Gramat.

References

[1] T.H. Wonnacott and R.J. Wonnacott, *Introductory statistics, 5th edition*, Wiley, New York (USA), 1990.
[2] T. Ryan, *Modern regression methods*. Wiley, New York (USA), 1997.
[3] H. Wackernagel, *Multivariate geostatistics*, Springer, Berlin (Germany), 1995.
[4] J. Lefebvre, H. Roussel, E. Walter, W. Tabbara., *Prediction from wrong models : the Kriging approach*, *IEEE Ant. Prop. Magazine*, **38** (1996), 35-45.
[5] F. Marty, *Caractérisation expérimentale et probabiliste du couplage d'une onde électromagnétique hyperfréquence à des circuits,* Thèse, Université paris VI, Septembrer 2001.
[6] V. Rannou, *Apport des probabilités et des statistiques à la prédiction des perturbations induites par un téléphone portable sur des câbles,* Thèse, Université Paris VI, November 2001.
[7] J. Goupy, Methods for Experimental Design. *Principles and Applications for Physicists and Chemists*, Elsevier Science Ltd, Amsterdam, 1993, ISBN 0-444-89529-9.

La CEM des composants appliquée à la conception d'équipements électroniques pour l'automobile

Christian Marot Odresse : christian.marot@siemens.com

Pierre Petit Odresse : pierre.petit@siemens.com

Siemens VDO Automotive S.A.S.

1 avenue Paul Ourliac

BP1149

F-31036 Toulouse cedex 1

Résumé : L'objectif de cet article est de montrer que des mesures de compatibilité électromagnétique sur des circuits intégrés peuvent être utilisées pour optimiser la conception de calculateurs électroniques dans le domaine des applications automobiles. La démarche présentée s'appuie sur des méthodes de mesures sur circuits intégrés normalisées dans le cadre de la CEI 47A [1].

Siemens VDO a mis au point une spécification CEM pour circuits intégrés afin de répondre aux cahiers des charges des calculateurs électroniques automobiles.

Une introduction présente les besoins essentiels en compatibilité électromagnétique des utilisateurs de circuits intégrés. Afin de respecter les limites des cahiers des charges des constructeurs automobiles et optimiser le coût, il est devenu nécessaire au niveau du circuit intégré de pouvoir le spécifier, le choisir et définir son environnement de mise en œuvre.

L'utilisation de ces méthodes a montré qu'elles sont adaptées pour la conception des calculateurs électroniques de façon fiable et reproductible [2].

En conclusion Siemens VDO propose une matrice de choix prenant en compte les résultats CEM des circuits intégrés et les niveaux des spécifications CEM applicables à l'équipement concerné. Cette matrice permet de définir les règles de conception CEM du produit à cout minimum.

1 Introduction

Lors de la conception d'un calculateur électronique il devient essentiel de connaitre le comportement électromagnétique des composants équipant ces cartes électroniques. En effet ces derniers sont de plus en plus directement responsables du comportement électromagnétique des équipements et des systèmes électroniques.

Les équipements électroniques pour automobile appelés généralement ECU (electronic control units) sont soumis à des spécifications de compatibilité électromagnétique de plus en plus sévères définies par les constructeurs automobiles. Ces équipements sont généralement constitués de 1 ou 2 microcontroleurs. Les horloges internes élevées et les temps de transition faibles des microcontroleurs sont principalement la source de bruit lors des mesures des émissions rayonnées ou conduites.

Ces microcontroleurs sont reliés à des circuits d'interfaces logiques et analogiques. Des régulateurs de tension série permettent à partir du 12V présent dans la voiture de générer les tensions internes , 5V, 3,3V ou 1,5V.

Ces circuits d'interface, intégrant de nombreuses fonctions sur le même silicium, sont souvent connectés sur les liaisons intra-systemes, ce qui les exposent directement aux perturbations conduites sur ces lignes. Avec une forte intégration réduisant les largeurs de jonctions dans le silicium et une grande complexité ,ces circuits integrés d'interface ont des seuils d'immunité faibles et sont plus facilement perturbés par des bruits conduits sur les lignes de connexion.

Pour respecter les spécifications équipement et réduire les coût, le concepteur de cartes électroniques doit s'appuyer au plus tôt dans la phase conception sur des mesures d'émissions et de susceptibilités du circuit intégré.Pour cela il doit disposer des caractéristiques électromagnétiques des circuits intégrés. Pour déterminer ces caractéristiques, des méthodes de mesures fiables, parfaitement définies et normalisées doivent être à la disposition des concepteurs de composants et de leurs utilisateurs.

A partir de ces résultats CEM fournis par le composantier l'équipementier doit pouvoir :

- Choisir le circuit intégré répondant le mieux à son besoin équipement
- Définir les protections de filtrage et de découplage à prévoir sur le schéma électrique et les caractéristiques du circuit imprimé, plan de masse, placement, tracé des pistes, blindage, pour respecter le cahier des charges
- Estimer les risques sur un équipement en cas d'évolution de design d'un circuit intégré, changement de boitier, shrink.

2 Etat de l'art des standards de mesure CEM pour Circuits Integrés

Dans le cadre de la CEI et en particulier dans le Technical Committee TC 47 travaillant sur les composants semi-conducteurs, le groupe de travail SC 47A WG9, créé en octobre 97, élabore des standards pour des méthodes de mesures de compatibilité électromagnétique sur les circuits intégrés. L'objectif du groupe de travail est de préparer des normes internationales pour tester et mesurer la compatibilité électromagnétique des circuits intégrés.

Différents acteurs du circuit intégré contribuent aux travaux du SC 47A WG9. Parmi ces acteurs on trouve , d'une part les concepteurs de circuits intégrés, tels NEC, Hitachi, Philips, Texas Instrument, Motorola, Infineon , d'autre part les utilisateurs de circuits intégrés comme Bosch, SiemensVDO, VALEO, AIRBUS et enfin les laboratoires de recherches comme Okayama university du Japon, ITE de Pologne, Politecnico di Torino d'Italie, ESEO Nantes , INSA Toulouse

2.1 Mesures des Emissions

Le projet de ce standard est référencé sous le numero 61967. Il est composé de 6 parties :

part1: general and definitions :FDIS 632e

part2 radiated emission in TEM : CD 61967-2

part3 radiated emission in magnetic loop : TR 61967-3

part4 differential conducted emission : FDIS 636e

part5 common mode conducted emission :FDIS 61967-5

part6 radiated emission in magnetic probe : FDIS 645f

2.1.1 Emission standard 61967 part1 general and definitions [3]

La partie 1 « general and definitions » décrit les paramètres communs de test et indique pour chaque test conduit ou rayonné les conditions de la mesure.

Une table permet de choisir la méthode en fonction de l'application (Figure1)

ITEM	IEC 61967-2 TEM Cell	IEC 61967-4 1/150 Ohm	IEC 61967-5 WBFC	IEC 61967-6 Mag. Probe
Measured Emission Type In IC	E/H field from IC	Differential and common-mode conducted Emissions [1]	Common-mode conducted emissions [2]	DUT RF currents
Proposed Frequency Range	150 kHz to 1000 MHz	150 kHz to 1000 MHz	150 kHz to 1000 MHz	1 MHz to 1000 MHz
Test Board for: - comparison of ICs - evaluation in application	mandatory needed	mandatory non restricted [3]	mandatory non restricted	mandatory non restricted [4]
Reproducing Measurements Operator Dependent	no	no	no	partly
Single Pin voltage/ current Measurable	no	yes	no	yes
Comparison of IC Versions – In same package	yes	yes	yes	yes
IC emission source/path analysis - variation of packaging - on-chip decoupling - multiple pin power supply - I/O signal conditioning - optimised location of pins	yes yes partly partly partly	possible yes yes yes partly	yes yes yes yes yes	possible yes yes partly yes yes
IC Qualification	yes	yes	yes	yes

figure 1 : Table de choix de methodes

Le standard propose un circuit imprimé de test générique couvrant la plupart des applications (figure2).

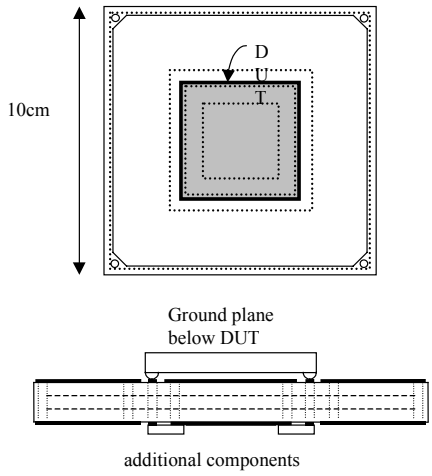


Figure 2 : Circuit imprimé de test

2.1.2 Emission standard 61967 part2 radiated emissions in TEM [4]

Ce standard définit une méthode pour mesurer les perturbations électromagnétiques rayonnées par un composant. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test. Ce circuit imprimé est placé dans une cellule TEM permettant de mesurer les perturbations émises par le composant sur un récepteur de mesure ou un analyseur de spectre (figure 3). Les petites dimensions de la TEM (150x300x90) autorisent des mesures jusqu'à 1GHz.

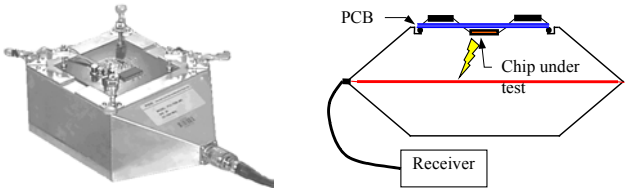


figure 3 : Perturbations émises en cellule TEM

2.1.3 Emission standard 61967 part3 radiated emissions in magnetic loop[5]

Ce standard définit une méthode pour mesurer la composante magnétique en champ proche du rayonnement électromagnétique émis par le composant. La mesure utilise une sonde de 20mm de côté sur une bande de fréquence de 150kHz à 1GHz. (figure 4).

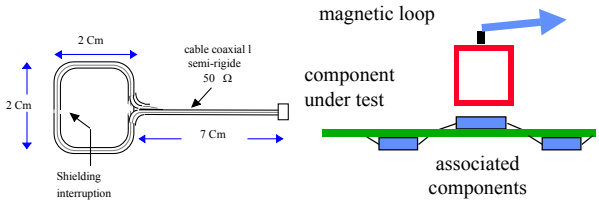


figure 4 : mesure de champ magnétique

2.1.4 Emission standard 61967 part4 : differential conducted emissions [6]

Ce standard définit une méthode pour mesurer les perturbations électromagnétiques conduites par un composant. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test . Deux types de mesures de perturbations électromagnétiques conduites sont proposées, l'une sur le fil de masse à travers une impédance de 1 ohm l'autre sur les entrées/sorties du composant sur une charge 150 ohms (figure 5). Ces mesures sont réalisées entre 150kHz et 1GHz.

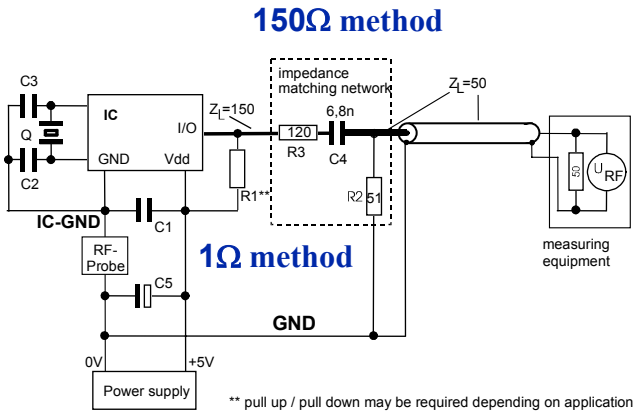


figure 5 : perturbations conduites sur la masse et sur les entrées/sorties.

2.1.5 Emission standard 61967 part5 common mode conducted emissions [7]

Ce standard définit une méthode pour mesurer les perturbations électromagnétiques conduites par un câble connecté sur un composant. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test , l'ensemble étant enfermé dans une boîte métallique appelée « Working Bench Faraday Cage » (WBFC) .

Les câbles connectés au circuit imprimé présentent une impédance de mode commun qui se situe autour de 150Ω (figure 6).

Le dispositif permet de faire des mesures de perturbations conduites en mode commun sur le composant entre 150 kHz et 1 GHz.

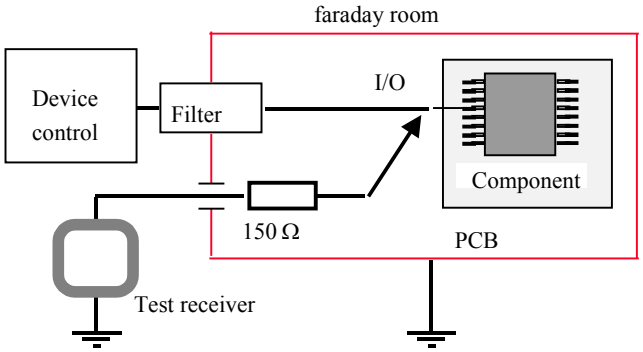


figure 6 : mesure de perturbations à l'aide du banc WBFC

2.1.6 Emissions standards 61967 part6 : radiated emissions in magnetic probe [8]

Ce standard définit une méthode pour mesurer la composante magnétique en champ proche du rayonnement électromagnétique émis par le composant. La mesure utilise une sonde sérigraphiée sur un circuit imprimé 3 couches (figure 7).

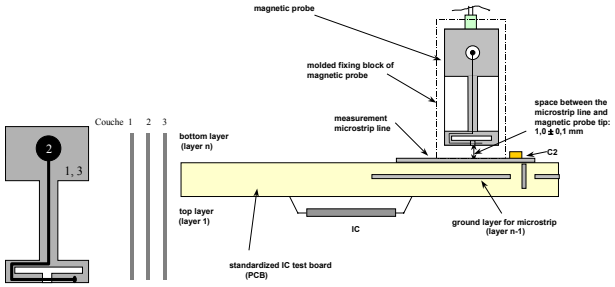


Figure7 : sonde magnétique

2.2 Mesures de la susceptibilité

Le projet de ce standard est référencé sous le numéro 62132. Il est composé de 4 parties :

part1 general and definitions CD 618

part2 direct RF injection CD 658e

part3 conducted susceptibility CD 631

part4 bulk current injection CD524a

2.2.1 Susceptibility standard 62132 part1 : general and définitions[9]

Le standard 62132 décrit la mesure de la susceptibilité électromagnétique d'un circuit intégré. En particulier la partie 1 « general and definitions » décrit les paramètres communs de test et indique pour chaque test les conditions de la mesure.

2.2.2 Susceptibility standard 62132 part2 : direct RF injection [10]

Cette proposition de standard définit une méthode pour mesurer la susceptibilité par couplage capacitif sur un composant. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test.

La mesure est réalisée à l'aide de capacité de couplage appelée « DC block » entre 10 kHz et 1 GHz (figure 8).

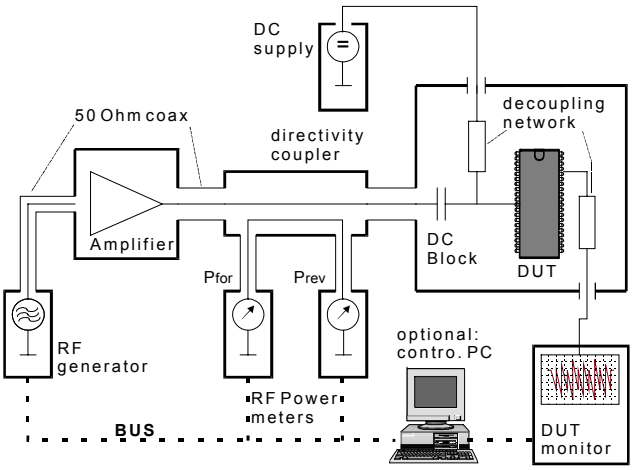


figure 8 : coupleur capacitif

2.2.3 Susceptibility standard 62132 part3 : conducted susceptibility [11]

Ce standard définit une méthode pour mesurer l'immunité aux perturbations électromagnétiques de mode commun conduites par un câble. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test, l'ensemble étant enfermé dans une boîte métallique appelée « Working Bench Faraday Cage » (WBFC).

Les câbles connectés à la puce présentent une impédance de mode commun qui se situe autour de 150Ω.

Le dispositif permet de faire des mesures de perturbations conduites en mode commun sur le composant entre 150 kHz et 1 GHz. (figure9).

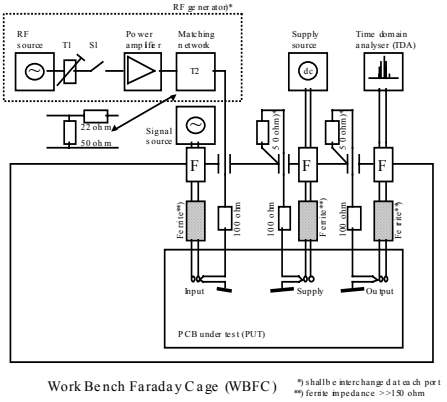


figure 9 : mesure de susceptibilité avec le banc WBFC

2.2.4 Susceptibility standard 62132 part4 : bulk current injection [12]

Cette proposition de standard définit une méthode pour mesurer la susceptibilité d'un composant par couplage par une pince inductive. La méthode utilise un circuit imprimé test sur lequel est monté le circuit intégré sous test. Ce test consiste à injecter par une pince d'injection un courant perturbateur sur la ou les entrées/sorties à agresser (figure10).

Lors du test, pour chaque fréquence, le niveau de courant qui génère une susceptibilité du composant est mesuré sur une pince de mesure à partir de critères de susceptibilité (changement d'état logique, courant de polarisation ou de fuite, dérive analogique).

Le dispositif permet de faire des mesures de susceptibilité sur le composant de 1 MHz à 400 MHz).

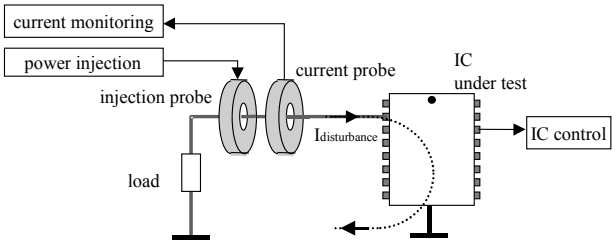
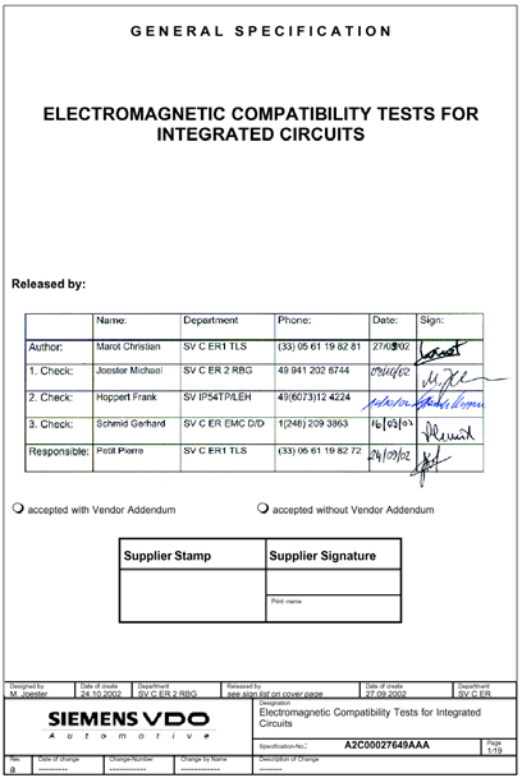


Figure10 : Boucle d'injection de courant

3 Spécification

La spécification CEM pour circuits intégrés de Siemens VDO est commune à l'ensemble du groupe électronique automobile.


GENERAL SPECIFICATION

ELECTROMAGNETIC COMPATIBILITY TESTS FOR INTEGRATED CIRCUITS

Released by:

	Name:	Department	Phone:	Date:	Sign:
Author:	Marot Christian	SV C ER1 TLS	(33) 05 61 19 82 81	27/09/02	
1. Check:	Joester Michael	SV C ER 2 RBG	49 941 202 6744	09/10/02	
2. Check:	Hoppert Frank	SV IP54TP/LEH	49(6073)12 4224		
3. Check:	Schmid Gerhard	SV C ER EMC D/D	1(248) 209 3863	16/09/02	
Responsible:	Petit Pierre	SV C ER1 TLS	(33) 05 61 19 82 72	24/09/02	

accepted with Vendor Addendum accepted without Vendor Addendum

Supplier Stamp	Supplier Signature
	Print name

Designed by	Date of create	Department	Released by	Date of create	Department
M. Joester	24.10.2002	SV C ER 2 RBG	see sign list on cover page	27.09.2002	SV C ER

SIEMENS VDO Automotive

Designation: Electromagnetic Compatibility Tests for Integrated Circuits

Specification-No.: A2C00027649AAA Page 1/19

Rev.	Date of change	Change-Number	Change by Name	Description of change
a	----------	----------	----------	------

La capitalisation de résultats de mesures sur composants associées à des résultats sur équipements typiques a permis d'élaborer une correspondance de niveaux composants / équipements.

La spécification reprend certains standards définis dans la CEI 47A pour couvrir les besoins en émissions et immunité.

Cette spécification donne des limites en corrélation avec les besoins des équipements (cahiers des charges des constructeurs automobiles).

- Limites pour l'immunité BCI (extrait de la spécification Siemens VDO) :

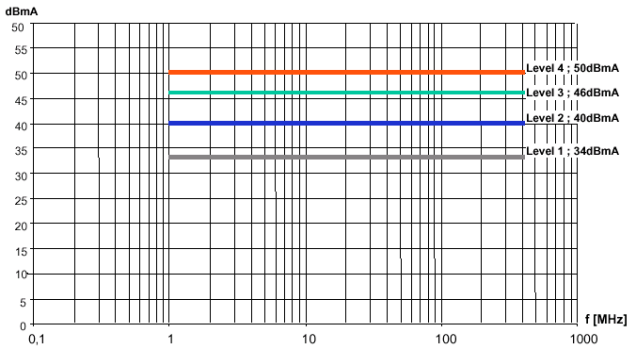


Fig 9 : limit for BCI immunity test

- Limites pour l'immunité DPI (extrait de la spécification Siemens VDO) :

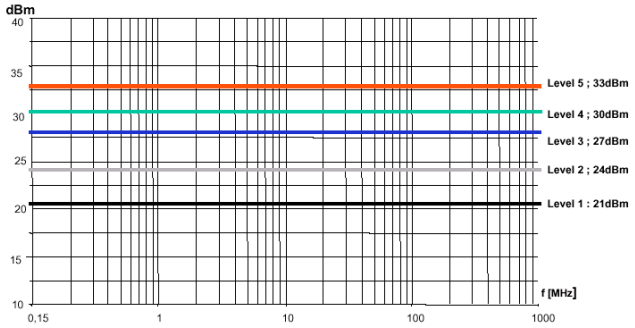


Fig 10 : limit for DPI immunity test

- Limites pour les émissions TEM (extrait de la spécification Siemens VDO) :

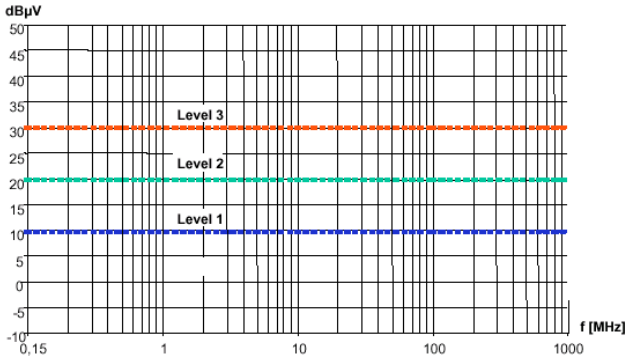


Fig 11 : limit for TEM cell emissions test

- Limites pour les émissions conduites (extrait de la spécification Siemens VDO) :

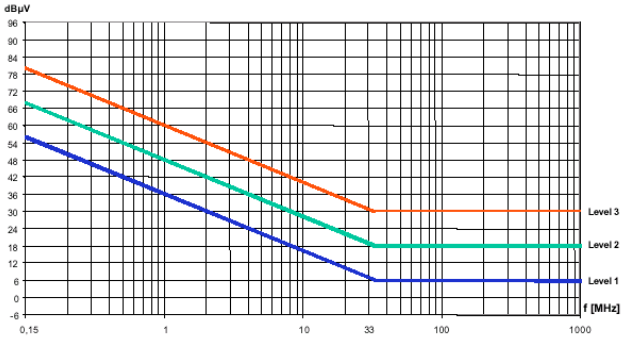
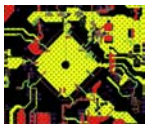
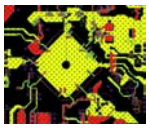
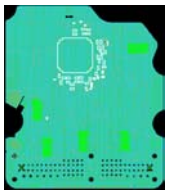
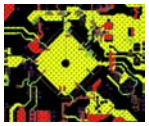
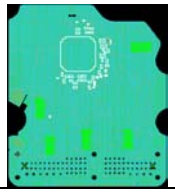
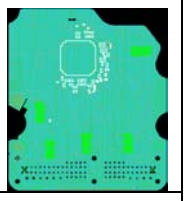
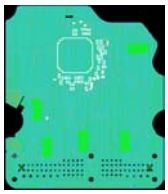
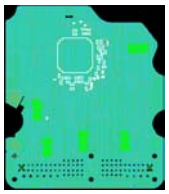


fig 12 : Limits for conducted emissions, 1Ω method

4 Matrice de choix de conception

Au vu des résultats CEM obtenus sur les composants, l'équipe CEM tient à jour une matrice de choix de conception des équipements électroniques :

Pour chaque micro-controleur utilisé, les choix de conception sont définis en fonction des niveaux de spécification de l'équipement (Cahier des charges du constructeur automobile). Les informations concernent la schématique (filtrage des entrées sorties du coeur logique, découplages, circuits d'horloges...), le routage (plan de masse uniforme, masse distribuée, blindages de pistes sensibles...) et la mécanique (écrans, blindages locaux...).

Recommandations schéma et PCB (émissions rayonnées)			
	Limite #1	Limite #2	Limite #3
	Sévérité minimum → Sévérité maximum		
µC ref A (niveau émissions faible)			
	Masse distribuée	Masse distribuée & filtrage des I/Os	Plan de masse uniforme
µC ref B (niveau émissions moyen)			
	Masse distribuée & filtrage des I/Os	Plan de masse uniforme	Plan de masse uniforme & filtrage des I/Os
µC ref C (niveau émissions élevé)			
	Plan de masse uniforme	Plan de masse uniforme & filtrage des I/Os	Plan de masse uniforme & filtrage des I/Os & blindage local

Cette matrice mise à disposition des concepteurs électroniciens sous intranet permet d'optimiser les calculs des couts des produits dans les phases d'avant projets.

5 Conclusion / futurs développements

Afin de pouvoir prendre en compte l'ensemble de la contrainte électromagnétique, l'évolution des standards CEM sur composants dans le cadre de la CEI doit être poursuivie (augmentation des gammes de fréquences, harmonisation des standards ESD, prise en compte de l'immunité aux transitoires de commutations...).

En interne Siemens VDO, des indicateurs de conception basés sur le taux de réussite des qualifications CEM par type d'essai ont été mis en place et permettront de quantifier les impacts de cette démarche industrielle.

La base de données composants et la matrice de choix de conception sont régulièrement mises à jour et devront prendre en compte les évolutions technologiques des composants (packages hautes densités...) et des substrats associés.

Reférences :

[1] Avancement des travaux de normalisation IEC47A/WG9: Méthodes de mesures CEM sur circuits intégrés / Christian MAROT / CEM Compo 2000

[2] Intégration des standards IEC lors de la conception d'équipements électroniques pour l'automobile **/** Christian MAROT / CEM Compo 2000

[3] 47A/632e/FDIS : IEC 61967 part1: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz: general and definitions.

[4] 47A/568/CD : IEC 61967 part2: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz, TEM cell method.

[5] 47A/568/TR : IEC 61967 part3: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz, Loop probe method.

[6] 47A/636e/FDIS : IEC 61967 part4: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz: measurement of conducted emissions, 1Ω/150Ω direct coupling method.

[7] 47A/61967-5/FDIS : IEC61967 part5: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz: workbench Faraday cage method.

[8] 47A/645F/FDIS : IEC 61967 part6: Integrated circuits, measurement of electromagnetic emissions, 150kHz to 1GHz: measurement of conducted emissions, magnetic probe method.

[9] 47A/618/CD: IEC 62132 part1 : Integrated circuits, measurement of electromagnetic immunity, 150kHz to 1GHz: general and definitions.

[10] 47A/658e/CD : IEC 62132 part2 : Direct power injection to measure the immunity against conducted RF disturbances of integrated circuits up to to 1GHz

[11] 47A/631/CD : IEC 62132 part3 : Direct conducted of integrated circuits up to to 1GHz.

[12] 47A/524a/CD : IEC 62132 part4 : integrated circuits, electromagnetic immunity test to narrowband disturbances by Bulk Current Injection (BCI), 1MHz –400MHz.

PRESENTATIONS POSTER / *POSTER PRESENTATIONS*

P.1. Télémesure AIRBUS
AIRBUS telemetry
J.C. GHNASSIA - AIRBUS France

P.2. Recherche de centre de phase automatisée pour la mesure de diagramme de rayonnement d'antennes
Phase center determination for antenna pattern acquisition and analysis
J. KORSAKISSOK – SILICOM, D. BELOT – CNES

P.3.. Liaison optique à faible bruit de phase pour la distribution de fréquence de référence dans les charge utiles satellite.
Low phase noise optical links for reference frequency distribution in satellite payloads
G. QUADRI, H. MARTINEZ-REYES, O. LLOPIS – LAAS-CNRS, B. BENAZET – ALCATEL SPACE

P.4. Technique de détection quasi-synchrone utilisée dans un système de télémesure.
Quasi-synchronous multi detection technique used in telemetry system
Jin SHUBO, Wang HAOCAI – ELECTRONIC ENGINEERING INSTITUTE OF CHINA

P.5. ***Research on S/X TT&C and data receiving unified channel***
Y. ZHI-JIAN, D. SU-QUAN, F. HONG-RUI – Beijing Institute of Tracking and Telecommunications Technology

P.6. Banc système de transmission
Transmission system bench
T. ROBERT, C. LAPORTE, F. GIZARD, A. MALLET, J.Ph. TAISANT - CNES

P.7. Commande robuste d'un banc d'essais de structures mécaniques à grande vitesse
***Mechanical structures high speed test bench control*.**
V. POMMIER-BUDINGER – ENSICA

P.8. Format paquet IENA et outil générique de contrôle
IENA packet format and generic control tools
J.P. CATURLA, G. MONTARIOL – AIRBUS France

P.9. Utilisation de caméras numériques pour les essais en vol
Use of digital cameras for flight tests
H. BERTAIL – DASSAULT AVIATION

P.10. Application de l'IEEE1451.4 aux chaînes de mesure de l'A380
Application of IEEE 1451.4 standard to A380 chains of vibration measurements
N. DUPE – AIRBUS France

P.11. Accéléromètre thermique micro usiné sans masse sismique.
Micro-machined thermal accelerometer without seismic mass.
F. MAILLY, A.MARTINEZ, A. GIANI, P. COMBETTE, A. BOYER – UNIVERSITE DE MONTPELLIER

P.12. Etude d'un système de repérage passif 3 □t
Study of 3□t passive locating system
Xie Nan, Chen Da-Hai - ELECTRONIC ENGINEERING INSTITUTE OF CHINA

P.13.In orbit satellite gain frequency response in band measurement new method
Laurence CAGNAC – ALCATEL SPACE

LA TELEMESURE SUR AIRBUS

JC GHNASSIA

chef de département Adjoint Instrumentation d'essais
AIRBUS France – Integration Test Centre

L'évolution des avions civils modernes a entrainé l'utilisation de techniques de plus en plus performantes pour avancer dans la compétition mondiale et augmenter nos parts de marché. La télémesure d'avions civils n'est actuellement pas reconnue comme telle au plan des attributions de fréquences internationales, et il est important de soutenir les efforts de nos autorités nationales vers cet objectif. Cet exposé explique l'historique, le role et les enjeux de la télémesure avions civils, et expose nos estimations de besoins en fréquences pour le proche avenir

SOMMAIRE

- La certification d'un avion civil
- qu'est-ce que la télémesure avion civil
- L'évolution des besoins et des performances
- Les gains de temps obtenus
- la situation actuelle et les prospectives
- Conclusion - nos besoins futurs

LA CERTIFICATION D 'UN AVION CIVIL

Avant d 'obtenir de la part des autorités nationales et internationales l 'autorisation de mise en service auprès des compagnies clientes, tout nouvel avion doit satisfaire à une série d'exigences réglementaires nécessitant des essais de mise au point, puis de certification pour justifier notamment la tenue des performances de l'ensemble des composantes avion.

Dans ce but, tous les systèmes subissent d 'abord de nombreux essais sur des bancs sol, et ce bien avant la construction du premier avion.

Les premiers avions de la série sont équipés d 'une installation d 'essais, qui permet aux spécialistes d 'analyser et de valider l 'ensemble des mesures faites en vol dans toutes les conditions extrêmes que l 'avion aura à subir dans sa vie opérationnelle.

Il est à noter que la notion d'avion prototype a disparu, laissant la place à celle d'avion de développement, les premiers avions étant ensuite normalement vendus à des compagnies clientes. Il est donc essentiel que toute anomalie découverte pendant la phase de mise au point et de certification soit résolue au plus tôt, puisque pendant cette période, la chaîne de production de la série est déjà lancée et toute modification doit donc être « rétrofitée » sur tous les avions déjà en production.

C 'est à l 'issue de ces essais que les Autorités délivrent le certificat de navigabilité de type de l 'appareil, permettant la livraison et la mise en service auprès des premiers clients.

Cette période de mise au point et de certification aboutit donc à la livraison et à la mise en service commercial en compagnie aérienne, et à ce titre fait partie des points cruciaux contractualisés entre le constructeur et ses clients. Sa durée est donc un argument important dans la promotion de tout nouvel avion, et fait l'objet d'efforts de la part de tous les acteurs concernés pour son maintien et si possible sa réduction.

QU 'EST-CE QUE LA TELEMESURE AVION CIVIL

Dans le cycle d ’essais en vol , pendant et après la période de mise au point et de certification, les spécialistes de tous les bureaux d’études utilisent les mesures faites pendant le vol.
Afin de maintenir ce cycle à une valeur constante malgré l ’augmentation de complexité des avions modernes et de leurs systèmes, de plus en plus de calculs sont faits automatiquement à bord et au sol en temps réel, et suivis au sol en direct par les spécialistes grâce à la retransmission des mesures du bord vers le sol via la télémesure. En effet, les réglementations Nationales n’autorisent en général la présence à bord que de personnels titulaires de qualifications spéciales, l’équipage étant donc responsable de la conduite du vol, du déroulement de l’essai , de la maîtrise de l’installation d’essais embarquée et de l’analyse des résultats fournis par celle-ci. Dans nos avions actuels, cette charge est assurée par 4 ou 5 personnes.
Ce cycle de mise au point et de développement, qui était de plusieurs années à l ’époque Concorde (avec pour ce programme la dernière existence de la notion de prototype), est maintenant de l ’ordre de 12 mois au maximum depuis l ’A340, (en 1992), malgré l ’inflation de complexité des avions et de leurs systèmes.

L ’EVOLUTION DES BESOINS

Les essais en vol s ’effectuent sur une moyenne de 2500 heures de vol, sur une période de 1 an. Cette durée ,comme il a été expliqué plus haut, est un paramètre extrêmement important dans le succès commercial de l ’avion.
Sur ces 2500 heures, par exemple sur l ’ A340/600,1970 heures ont été suivies en télémesure, pendant 517 vols. Cette proportion ne fait que croître au fil des programmes, et nécessite donc une disponibilité des moyens en augmentation, mais aussi une amélioration de la qualité de la transmission pour étendre le champ d’utilisation de la télémesure.
La télémesure est devenue obligatoire pour les vols à risque (premiers essais dans un domaine de vol inconnu) en améliorant la sécurité et en diminuant le nombre de personnes à bord.
Depuis son introduction en 1986 sur l ’A320, la télémesure a vu le nombre de paramètres mesurés à bord croître de 8000 environ à 16000 actuellement sur l ’A340/600,à 25000 probablement sur A380,et plus sur les programmes futurs. De même, la demande en qualité de la transmission a été plus importante, entraînant l ’utilisation de modulations nouvelles permettant à la fois

- d’améliorer l’efficacité spectrale et donc d’économiser proportionnellement la ressource fréquencielle
- d’utiliser les informations transmises dans des logiciels en temps réel, grace au très faible taux d’erreurs et à la continuité de service, et donc d’économiser du temps avant mise à disposition des résultats validés.

LES GAINS OBTENUS

Les évolutions de notre télémesure ont permis à d'autres spécialités (services) d'être traitées en temps réel, et ont donc contribué à l'augmentation permanente des besoins en ressources et des gains en temps de cycle de certification. De plus, grâce à cette assistance en temps réel, il est possible d'indiquer à l'équipage la qualité de l'essai en cours, et éventuellement de demander la reprise d'un point d'essai non satisfaisant. Cette faculté a évité à plusieurs reprises de refaire un vol complet ,ce qui aurait été le cas en exploitation d'enregistrements en temps différé .

A titre d 'exemple, pour les essais de flottement de l 'A340/600, 29 vols et 700 nouveaux points d 'essais ont été effectués et dépouillés en temps réel, sur 3 semaines environ. Sans télémesure, il aurait fallu ,pour couvrir les mêmes conditions d'essais, 170 vols, et une journée de dépouillement entre chaque vol

Pour une campagne « performances », le gain en cycle obtenu grâce à la télémesure est de l 'ordre de 1 mois, comparé aux 12 mois du cycle total. Des gains du même ordre ont été obtenus sur d 'autres types d 'essais.

Dans le cas de difficultés de mise au point, le contact en temps réel entre l 'équipage à bord et les spécialistes au sol permet d 'accélérer le diagnostic, d 'éviter souvent une nouvelle mise en vol de l 'avion et ainsi de minimiser les coûts et l 'impact sur la date d 'entrée en service de l 'appareil

SITUATION ACTUELLE - PROSPECTIVE

AIRBUS n 'est plus une société à mono-projet, et nous nous adaptons en permanence à notre croissance sur le marché mondial.

- Dans les années 1980, date du lancement de l'A 320 et de la première utilisation de la télémesure à haut débit, nous n'utilisions qu'un canal de transmission (de 2 MHz de large), et un seul avion était suivi en temps réel grâce à une salle de télémesure. La durée moyenne d'un vol d'essais était de 3 heures environ.Pour permettre un suivi sur un territoire suffisant, 3 stations de réception étaient mises en service, à Toulouse, Bordeaux et St Nazaire, l'acheminement des données de ces deux dernières stations vers Toulouse se faisant par lignes téléphoniques spécialisées.
- Dans les années 1990, date du développement de la famille A340 / A 330, nous avions pu obtenir 2 canaux de transmission (toujours de 2 MHz de large) , et nous suivions donc 2 avions en vol simultané, avec 2 salles de télémesure. La durée moyenne d'un vol d'essais était de 6 heures environ, et le réseau d'antennes de réception était alors étendu à 6 stations, dont 3 à Toulouse et 1 à Martigues
- Dans les années actuelles (2000-2005), les développements des programmes A318, A340/500 et /600, de l'A380 et de l'A400 M ont nécessité l'obtention de 3 canaux (de 5 MHz de large), avec suivi possible de 3 avions en vol simultané dans 3 salles de télémesure. La possibilité d'une station de réception supplémentaire est à l'étude.

Il est à noter que dans ce dernier cas, nous avons du faire face à un changement de bande , nous imposant un développement de nouveaux équipements et nous permettant d'adopter de nouvelles modulations plus efficaces et de meilleure qualité.

La croissance du nombre de salles de télémesure résulte de la croissance du nombre d 'avions suivis en vol simultanément, en même temps que du nombre de mesures transmises, et donc des besoins en spectre radioélectrique (A320 = 2 MHz, A330/340 = 6 MHz, A340/600-A380-A400M = 19 MHz)

Dans les périodes post A380, compte tenu de l'évolutions des techniques et des technologies, il faut prévoir un quasi-doublement des utilisations actuelles.

CONCLUSION - NOS BESOINS FUTURS

AIRBUS est une société européenne intégrée, dans laquelle chaque participant a un rôle à jouer.

Dans ce cadre, AIRBUS France a la responsabilité de l'instrumentation et des moyens d'essais en vol, et donc de la télémesure. Celle-ci est devenue un outil incontournable dans le maintien de notre leadership dans le domaine des essais en vol Européens, et dans la position de notre société dans la compétition internationale sur le marché des avions civils.

Toulouse est donc la base principale d'essais en vol, mais d'autres sites en Europe sont appelés à accueillir des vols d'essais, avec le même impératif commun d'utilisation de le télémesure et de ses moyens associés. Il est donc extrêmement important que la télémesure d'avions civils puisse disposer d'une ressource de fréquence unique pour tous les pays participant à la société Airbus.

Compte tenu de l 'évolution des systèmes des avions modernes, il est prévisible que dans un avenir post-A380 (par exemple aile volante ou avion supersonique) il nous sera nécessaire de disposer d 'un spectre plus important, avec des taux d 'utilisation tels qu 'il sera difficile à partager avec d 'autres utilisations (vols de 6 à 12 h,3 à 4 avions en vol simultané).

L'évolution du nombre de mesures à faire, ainsi que de la précision et de la finesse requises pour leur analyse nous fait déjà prévoir une inflation des débits à transmettre vers des valeurs de 10 à 20 Mb/s par avion, ce qui nous conduit à demander l'attribution à la télémesure avions civils d'une bande de 50 MHz de large, qui puisse être fractionnée en plusieurs canaux de largeur modulable selon les besoins, mais qui soit surtout utilisable sur l'ensemble des pays où sont implantées les filiales d'Airbus et ses partenaires (Allemagne, Grande Bretagne, Espagne, Italie,..)

Notre besoin est uniquement air vers sol, la liaison montante , de faible débit, pouvant transiter par des canaux existants

L'utilisation d'une bande nouvelle entraînera évidemment des investissements importants en terme de développement d'équipements de transmission, de réception et d'automatisation du suivi des avions en évolutions.

C'est pourquoi, en s'appuyant sur les informations recueillies auprès d'équipementiers spécialisés et compte tenu de l'état de l'art actuel, nous demandons que cette bande soit située en dessous de 5 GHz, afin de limiter autant que possible l'impact financier de cette opération et donc d'éviter d'hypothéquer sa rentabilité, mettant en danger le maintien de la position favorable actuelle de la société Airbus sur le marché international des avions civils.

BACK

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

INTRODUCTION

SAMS est un logiciel réalisant le pilotage des instruments, l'acquisition et le post-traitement des diagrammes de rayonnement d'antennes. Il a été développé conjointement par SILICOM et le CNES et est commercialisé depuis 1998.
L'objet de cet article est de présenter une des particularités du logiciel SAMS : la recherche automatisée de centre de phase.

FONCTIONNALITES DE SAMS

SAMS réalise l'automatisation complète de l'acquisition de diagrammes de rayonnement d'une antenne, via le pilotage d'un positionneur multi-axe et de l'instrumentation hyperfréquence d'émission et de réception. Il a été conçu pour les équipes de développement ou de caractérisation d'antennes, qui recherchent un logiciel automatisé d'acquisition de diagrammes de rayonnement d'antennes qui soit fiable, rapide, et compatible avec tout type de matériel.

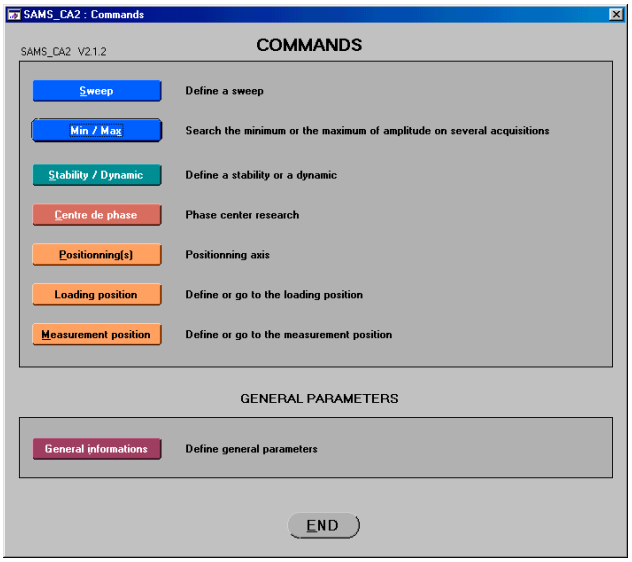


Fig 1 : Ecran principal d'acquisition

C'est en effet un système intégré qui offre une compatibilité avec la plupart des bases de mesure existantes, en addition à des algorithmes de traitement et des représentations graphiques puissantes.

Il peut aussi s'interfacer avec des logiciels de traitement existants via des modules d'importation/exportation de données vers plus de 6 formats différents
Il intègre enfin plus de 20 algorithmes de calculs spécifiques au domaine des antennes (normalisation, taux d'ellipticité, directivité, centre de phase, gain, …) et de nombreuses représentations graphiques (2D, 2D et demi, 3D, isovaleurs, etc.)

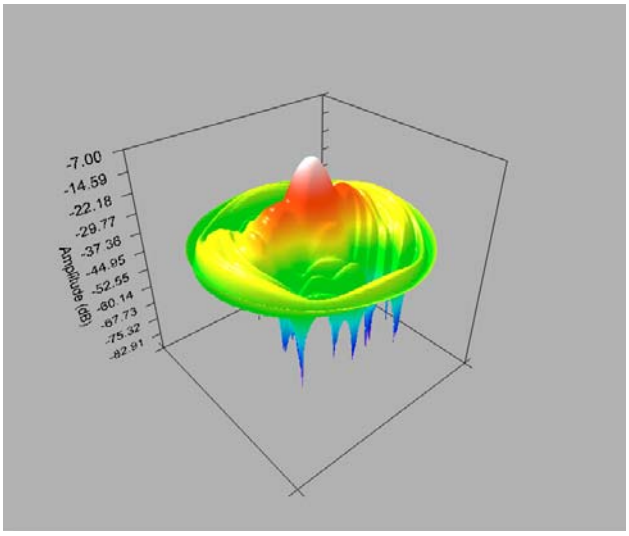


Fig 2 : Représentation 3D Polaire

ATOUTS

Le logiciel a été développé avec les normes de qualité utilisées dans le domaine spatial.
Son ergonomie de haut niveau a été pensée par et pour des utilisateurs.
Son cœur a été conçu pour réaliser des mesures rapides et précises, mais surtout permettant un réglage fin du compromis entre rapidité et précision.

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

DESCRIPTION TECHNIQUE DE LA PARTIE ACQUISITION

L'objectif du logiciel d'acquisition est de piloter les instruments pour réaliser des mesures brutes de diagrammes de rayonnement d'antennes. Les variables de mesure (amplitude et phase du signal) sont visualisées en temps réel sur un graphique. Si les instruments d'acquisition le permettent, le logiciel peut effectuer des acquisitions sur plusieurs canaux simultanément.
Innovation : Le logiciel calcule automatiquement la vitesse de mesure en fonction de la rapidité des instruments utilisés, avec l'objectif de rester dans la tolérance de mesure spécifiée et de minimiser le temps d'acquisition.

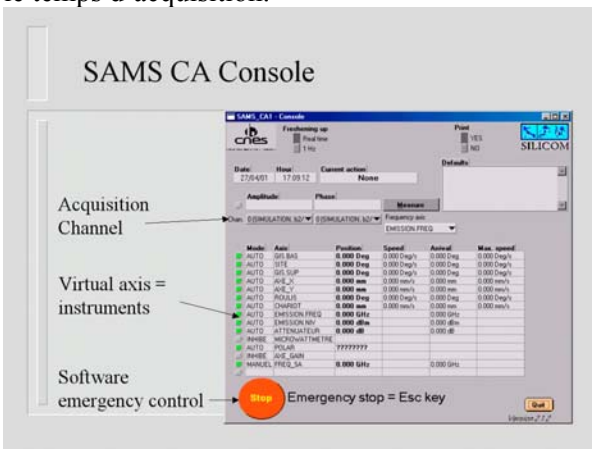


Fig 3 : Console d'acquisition

LISTE DES DRIVERS DISPONIBLES

Analyseurs de réseaux
- HP 8752 A
- HP 8753 E
- HP 8720 B
- HP 8510-20-30

Analyseurs de spectre
- HP 8561 E
- HP 8562
- HP 8560 E
- HP E4404B

Récepteur
- SA 1780 – 1795
- ROHDE & S :
- ZPV – E3
- ESVP
- FSP 3
- ESTAR 2110

Atténuateur
- HP 11713

Synthétiseur
- HP 8648 B
- HP 8673 A
- HP 8673 G
- HP 8360
- SA 2180
- ROHDE & SCHWARZ:
- SMX
- SMH
- SMT 03
- SMR
- ERFACTEC
- Bi-synthé P2049C

Microwattmètre
- Boonton 4200-4220
- HP 438A

Positionneur
- TIA7145
- SA 2095
- SA1885 – 2012
- MI 4192
- ACC 9030-8
- ACC 9032

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

DESCRIPTION TECHNIQUE DE LA PARTIE POST TRAITEMENT

Logiciel de post-traitement: la liste suivante donne un aperçu des calculs disponibles dans le logiciel

1. Ouverture, lobes secondaires
2. Soustraction et addition de diagrammes (vectoriel, linéaire, log)
3. Calcul d'énergie
4. Calcul de directivité
5. Transformation de polarisation
6. Calcul de pertes de polarisation
7. Calculs applicables aux mesures réalisées en polarisation tournante

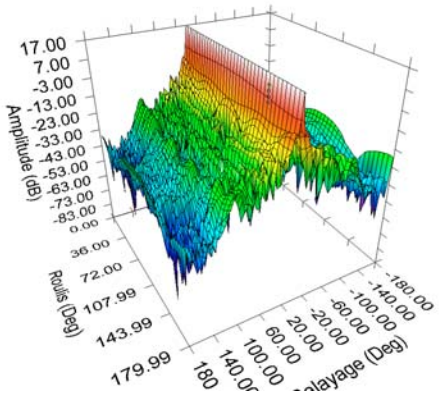


Fig 4 : Représentation Diagramme 3D cartésien

8. Calcul du rapport avant/arrière
9. Calcul de correction de phase et détermination de centre de phase
10. Calcul de gain d'antennes
11. Possibilité d'enchaîner automatiquement les calculs
12. Deux séries d'acquisition peuvent être chargées simultanément
- Impression des données et des graphiques avec fonction "aperçu avant impression"
- Versions française et anglaise
- Aide en ligne interactive.

CONNAISSANCE DU CENTRE DE PHASE D'UNE ANTENNE

Le centre de phase est un point d'où proviennent les ondes sphériques émises par une antenne à grande distance (champ lointain) ; il dépend souvent de la direction de visée depuis l'antenne, mais il peut être unique dans un cône de rayonnement important (exemple des hélices quadrifilaires). La localisation du centre de phase d'une antenne peut se révéler utile voire indispensable dans un certain nombre de cas. Par exemple lorsque l'on veut installer une source élémentaire au foyer d'un réflecteur paraboloïdal, c'est le centre de phase de la source que l'on fera coïncider avec le foyer.
Autre exemple, les missions de localisation et navigation supposent que l'on ait attribué au mobile un point de référence. Ce point est souvent matérialisé à partir du centre de phase de l'antenne utilisée pour la réception des signaux radioélectriques. La connaissance précise de la position du centre de phase de l'antenne contribue à la précision globale du système de localisation/navigation.
En mesure, lors du relevé du diagramme de rayonnement, si l'antenne sous test tourne autour de son centre de phase elle décrit une zone plus petite dans l'espace permettant ainsi de réduire les erreurs de mesures liées à l'imperfection de la zone d'onde plane dans laquelle elle est plongée. Enfin, les composantes du champ rayonné sont aussi référencées au centre de la sphère de mesure.

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

RECHERCHE DE CENTRE DE PHASE : LE PRINCIPE

Définition

A la différence des diagrammes d'amplitude du champ rayonné à grande distance, les diagrammes de phase dépendent fondamentalement de l'origine exacte du système de coordonnées.

Lors de la mesure, lorsque l'on explore une zone angulaire dans laquelle il existe un centre de phase unique, le diagramme de phase mesuré a une allure caractéristique liée au bras de levier de la position du centre de phase par rapport à l'axe de rotation de l'antenne sous test.
Selon que le centre de phase est situé en avant ou en arrière de l'axe de rotation θ dans la direction de rayonnement, le diagramme de phase prend une allure concave ou convexe à laquelle se superpose une inclinaison liée à un décalage du centre de phase dans une direction perpendiculaire à la direction de rayonnement.
Lorsque le centre de phase se situe exactement sur l'axe de rotation, le diagramme de phase devient plat dans la zone angulaire d'existence de l'unicité du centre de phase (on dit que l'antenne « tourne autour de son centre de phase »). En pratique cette condition peut être atteinte lorsque le système de positionneur est équipé de un à 2 mouvements linéaires orthogonaux (table croisée) permettant de déplacer le centre de phase au dessus de l'axe de rotation.

Recherche du centre de phase lors de la mesure

Comme indiqué, le centre de phase sera atteint lorsque le diagramme de phase obtenu sera le plus "plat" possible dans le domaine angulaire considéré. Le point O, origine du repère associé au site de mesure et intersection des axes de rotation, est alors confondu avec le centre de phase.

Il s'agit donc de calculer les déplacements à réaliser sur la table croisée afin d'amener le centre de phase de l'antenne au point O.

Le calcul consiste à approximer la variation de phase mesurée dans le domaine angulaire considéré à une fonction paire $\Phi p(\theta)$ due au décalage longitudinal Δz et à une fonction impaire $\Phi i(\theta)$ due au décalage transversal Δx ou Δy. Du calcul des pentes de phase associées, on déduit les valeurs des décalages :

$$\Delta z=\lambda/(2\pi\sin\theta)*(d\Phi p/d\theta)$$
$$\Delta x=\lambda/(2\pi\cos\theta)*(d\Phi i/d\theta)$$

avec λ longueur d'onde.

Dans ce calcul il est supposé que les décalages sont faibles devant la distance entre antennes d'émission et de réception c'est à dire que les conditions de champ lointain sont respectées.
Les décalages longitudinal et transversal ainsi calculés sont ensuite appliqués aux mouvements de la table croisée.

Correction du diagramme de phase

Lorsque le diagramme de phase n'a pu être obtenu référencé au centre de phase, il est possible de le corriger à posteriori.

On associe au site de mesure un repère O, X, Y, Z tel que O soit situé à l'intersection des axes de rotation θ, et Z soit dans la direction de rayonnement, Y vers le haut et X horizontal.

A l'antenne sous test, on associe un repère Ca, Xa, Ya, Za tel que Ca soit le centre de phase de l'antenne et Xa, Ya, Za soient parallèles à X,Y,Z respectivement lorsque θ=0° et φ=0°. La figure suivante indique comment sont liés les repères Xa, Ya, Za et X, Y, Z lorsque θ et φ varient.

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

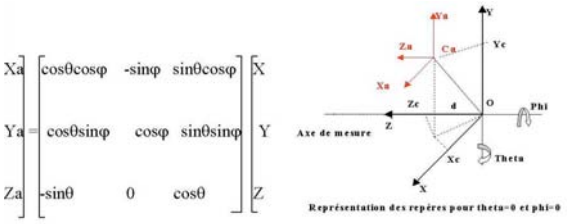


Fig 5 : définition des repères

En effet le diagramme de phase mesuré Φ_1 (dans le repère sphérique θ, φ) dans ce cas est :

$$\Phi_1(\theta, \varphi)=\Phi(\theta, \varphi) +[2\pi/\lambda]\, d(\theta,\varphi) \quad (1)$$

avec $\Phi(\theta, \varphi)$ diagramme de phase rapporté au centre de phase Ca et $d(\theta,\varphi)$ projection sur Z de la distance entre le centre de phase et l'origine du repère de mesure.

De l'expression du vecteur OCa dans le repère X,Y,Z, on déduit l'expression de d :

$$d(\theta,\varphi)=Xc\ \sin\theta\cos\varphi+Yc\ \sin\theta\sin\varphi+Zc\ \cos\theta \quad (2)$$

Xc, Yc, Zc étant les coordonnées du centre de phase de l'antenne dans le repère Xa, Ya, Za (ou X, Y, Z lorsque θ=0° et φ=0°).

De (1) et (2) on tire la correction à apporter au diagramme de phase mesuré :

$$\Phi(\theta, \varphi) = \Phi_1(\theta, \varphi) – [2\pi / \lambda\ ] (Xc \sin\theta \cos\varphi + Yc \sin\theta \sin\varphi + Zc \cos\theta) \quad (3)$$

L'équation (3) exige la connaissance des coordonnées Xc, Yc, Zc du centre de phase dans le repère de mesure. Celles-ci peuvent être connues à l'avance dans le cas d'antennes simples (ou bien décrites dans la littérature) pour lesquelles la position du centre de phase est déterminée.

Si ce n'est pas le cas, on peut, en appliquant la procédure de recherche du centre de phase décrite précédemment, proposer des valeurs Xc, Yc, Zc de manière automatique. Celles-ci seront ensuite éventuellement ajustées par itération jusqu'à l'obtention du diagramme de phase le plus "plat" possible dans le domaine angulaire considéré.

RECHERCHE DE CENTRE DE PHASE : LA MISE EN OEUVRE DANS SAMS CA ET SAMS DA

Dans le logiciel SAMS CA (Control Acquisition), un mode d'acquisition automatique de recherche de centre de phase est proposé à l'utilisateur. A l'issue de cette étape, le logiciel se positionne au centre de phase, et définit de nouveaux offsets pour les axes d'acquisition, pour simplifier la définition des balayages à réaliser.

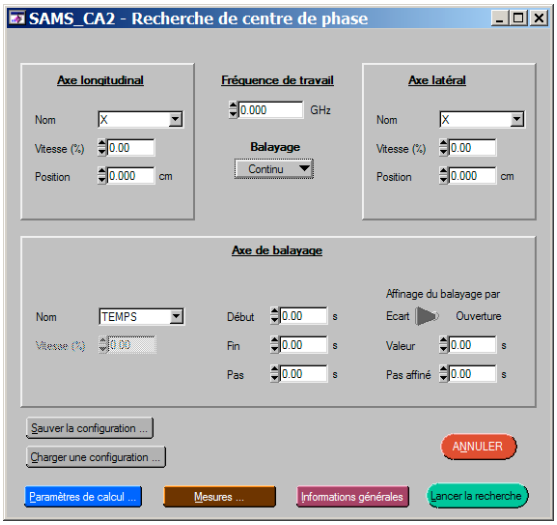


Fig 6 : Ecran de définition des paramètres de recherche de centre de phase dans SAMS CA

Dans le logiciel SAMS DA (Data Analysis), la correction de diagramme de phase est mise en oeuvre en tant que post-traitement à appliquer au cas où les données auraient été acquises sans référencement au centre de phase.
Le calcul donne, alors, le déport par rapport au centre de phase.

LOGICIELS DE MESURE ET DE TRAITEMENT DE DIAGRAMMES DE RAYONNEMENT D'ANTENNES : APPLICATION A LA RECHERCHE DU CENTRE DE PHASE

Joël KORSAKISSOK – jkorsa@silicom.fr -
Silicom Grand Sud Ouest : 5, Avenue Albert Durand – 31700 BLAGNAC
Daniel BELOT – Daniel.belot@cnes.fr - Jean-Marc LOPEZ –jean-marc.lopez@cnes.fr
CNES : 18, Avenue Edouard Belin – 31401 TOULOUSE Cedex 9

CONCLUSION

Dans le domaine de la métrologie antennes, il est nécessaire de maîtriser plusieurs méthodes pour affiner la précision de mesure: correction de centre de phase, corrections liées aux imperfections de la chaîne de mesure, de la chambre anéchoïque, du moyen de mesure (positionneur, logiciel de mesure à la volée), etc.

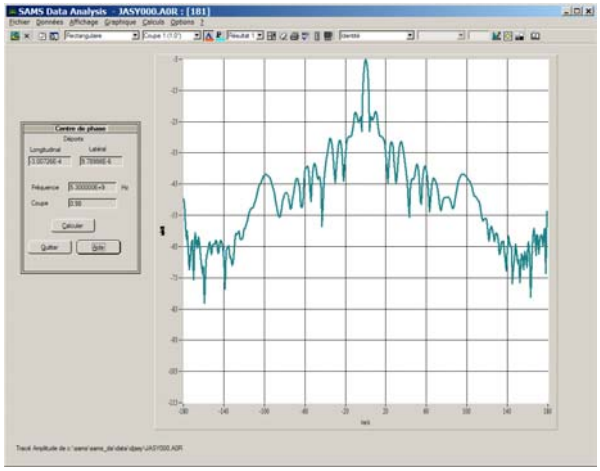


Fig 7 : Ecran d'affichage des résultats de calcul de centre de phase dans SAMS DA

Il importe de quantifier chacune des erreurs induites correspondantes (ou, au minimum de trouver un majorant), voire de mettre en oeuvre des corrections, pour être en mesure de donner une estimation de la précision de mesure réalisée.

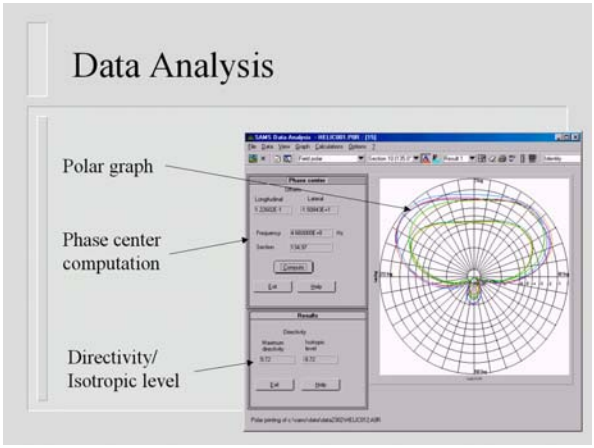


Fig 8 : 2e Ecran d'affichage des résultats de calcul de centre de phase et de directivité

Low Phase Noise Optical Links for Reference Frequency Distribution in Satellite Payloads

Gianandrea QUADRI, Horacio MARTINEZ-REYES,

Benoit BENAZET[(1)], Olivier LLOPIS

LAAS-CNRS, 7 Avenue du Colonel Roche, 31077 Toulouse, Cedex 04, France
[(1)] Alcatel Space, 26 av. J. F. Champollion, B.P. 1187, 31037 Toulouse, France

***Abstract* — Various circuits dedicated to high spectral purity signal transmission using fiber optics are presented. Three application types are investigated : reference frequency distribution at 10 MHz, IF distribution at 800 MHz and microwave synthesized signals at 3.5 GHz. The reception circuit is an optically synchronized oscillator, which provides a good signal conditioning far from the carrier while maintaining the high input signal quality close to the carrier.**

I. INTRODUCTION

Fiber optics constitutes an attractive alternative to conventional wiring for numerous analog applications. Indeed, in addition to its small size and low mass, the fiber does not interfere with electronic devices and provides an excellent isolation of the transmitted signal. One of the targeted application of our work is the reference frequency signal distribution to various subsystems of a telecommunications satellite. Another application could be remote antenna synchronization and control.

However, to meet our system requirements, the fiber optics link should not degrade the signal quality, and particularly its phase noise. To this purpose, the optically synchronized oscillator [1,2] is an efficient approach which naturally filters the signal far from the carrier, thus removing the additional noise due to the optical link. Moreover, an optically controlled oscillator delivers a constant output power, which is an interesting feature for a clock or reference frequency delivering network.

Different types of optically synchronized oscillators may be investigated. The simplest one uses a conventional photodiode to detect the amplitude modulated optical signal, and the resulting microwave signal is used in a classical injection lock of a microwave oscillator, or as a reference signal in a PLL. In this case, we speak about an indirect optically synchronized oscillator. Another possibility is to realize the oscillator with a transistor sensitive to the optical power (photo-transistor) and thus to control directly the oscillator amplifying element.

In this study, various solutions are investigated for a low phase noise optical link at 10 MHz, 800 MHz and 3.5 GHz. Indirect synchronization has been chosen for the two lower frequencies, and both indirect and direct synchronization have been investigated at 3.5 GHz using two types of active devices : an InP based bipolar photo-transistor (photo-HBT) [3], and an InP based HEMT device [4].

The application goal for the 10 MHz link is the reference frequency distribution in a telecommunications satellite. The signal from the ultra stable quartz crystal oscillator should be transmitted with no degradation of its phase noise, and this is a very stringent requirement.

The 800 MHz application is also in the field of telecommunications satellites, and corresponds to an intermediate frequency in the satellite.

The 3.5 GHz frequency is a first attempt to compare the different approaches for high spectral purity microwave signal distribution. The application is not clearly defined today, but it could be in the field of active antennas.

II. PHOTO-OSCILLATOR ; THEORY

The indirect optical injection locking can be efficiently described by combining the classical noise modeling of an optical link [5,6] to the theory of injection locked oscillators [7,8]. The only questionable point is probably in the interaction between the two systems : has the photodiode (or its associated amplifier) an effect on the oscillator noise ? But if the two systems are isolated in some way from one to another, this approach should apply. The following equation (from Kurokawa's theory [8]), is an expression of the output phase noise spectral density of a synchronized oscillator, versus the input signal phase noise $S_{\phi input}$, the free running oscillator phase noise $S_{\phi free}$, the locking bandwidth f_{lock} and the offset from carrier f_m.

$$S_{\varphi_{sync}} = \frac{1}{1 + \left(\frac{f_m}{f_{lock}}\right)^2} \cdot S_{\varphi_{input}} + \frac{\left(\frac{f_m}{f_{lock}}\right)^2}{1 + \left(\frac{f_m}{f_{lock}}\right)^2} \cdot S_{\varphi_{free}}$$

In order to optimize the phase noise of such a circuit, it is essential to optimize the second term of this equation, which corresponds to the synchronized oscillator residual phase noise. This can be done by optimizing the free running oscillator phase noise and the locking bandwidth. Both parameters are difficult to simulate, but a CAD approach can lead to interesting results providing a precise enough model is available for the oscillator active device. Another efficient approach, which may be used complementarily with CAD, is to implement a device selection procedure using a residual phase noise test bench which will help in choosing the transistor and eventually the resonator. In case of direct injection of the optical signal in the oscillator active device, Kurokawa's phase noise equations are still valid but the computing of the locking bandwidth is more difficult and requires an electro-optic model of the photo-transistor.

The above described modeling approach has been used to design our receivers, and to analyze the phase noise results. However, a prior requirement to design such an optical link is to choose the light source.

III. Optical link : the emitter

The optical source has a strong influence on the overall noise performance, and must be chosen carefully. Because of the large commercial offering in the field of telecommunications laser modules, a laser diode emitting at 1.5 µm is an attractive solution. Moreover, these modules include an optical isolator and a thermal regulation which are both necessary in applications where the link quality is under question. The RF or microwave signal can then be applied directly to the laser diode (direct modulation) or to a Mach-Zehnder modulator (indirect modulation). The direct modulation configuration has been chosen, mainly because it is simpler and cheaper than the indirect modulation.

The device manufacturers do not specify the laser 1/f noise, and only the high frequency laser noise is specified through the relative intensity noise parameter (Rin). However, it is this Rin which may determine the phase noise far from the carrier, and a laser featuring a low Rin value should be chosen. This has led us towards a medium power single mode DFB laser : a Mitsubishi 1.55 µm laser module, with an optical output power of 10 dBm and a typical Rin of -155 dBc/Hz (0.5 to 3 GHz). Another laser module, Alcatel 1905 LMI, with an higher maximum output power of 15 dBm, has been chosen by our industry partner (Alcatel Space).

IV. Optical link : the RF receivers

The 10 MHz signal of an Oven Controlled Crystal Oscillator (OCXO) features very good spectral characteristics. The goal is to transmit such a signal with almost no degradation of its phase noise. The laser Rin already prevent this transmission far from the carrier by creating a noise floor already higher than the OCXO noise floor.

The optically synchronized oscillator must filter this noise far from the carrier and thus, should feature an extremely low phase noise floor. Moreover, this oscillator should not be as complex and costly as the reference OCXO. It should be a simple and inexpensive module.

Therefore, a low 1/f noise silicon bipolar transistor has been chosen to design the amplifiers used in the oscillator or just after the photodiode. In the oscillator, this transistor is associated with a low cost AT-cut quartz crystal resonator, which is very stable versus temperature near 25°C. These two devices (the Si transistor and the resonator) have been chosen by considering the results of a residual phase noise experiment at 10 MHz. Both feature excellent residual phase noise level, and particularly far from the carrier.

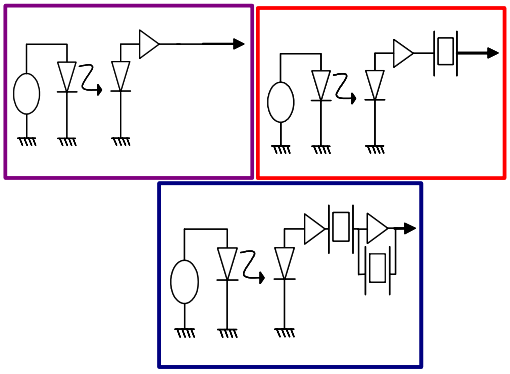


Figure 1
The three receiver circuits used at 10 MHz

Three circuit configurations have been compared : a classical receiver with an amplified InGaAs photodiode (Thorlabs FGA04), the same receiver followed by the quartz resonator acting as a filter, and finally the optically synchronized oscillator (Figure 1). The result of a phase noise measurement in these three configurations is shown in Figure 2. In this case, the Alcatel laser module has been used, with an optical output power of about 7.3 dBm and an amplitude modulation index of about 0.8.

The improvement due to the quartz filter is important compare to the conventional receiver, but the best result is obtained with the synchronized oscillator. Moreover, the phase noise floor of the amplified photodiode link rises with the optical losses in the link. On the contrary, the

phase noise floor with the synchronized oscillator approach remains constant and lower than -165 dBc/Hz.

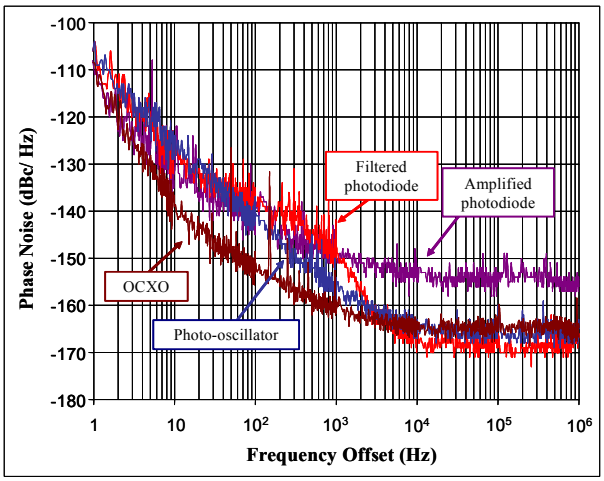


Figure 2

Phase noise at the output of the different 10 MHz optical links, realized with the Alcatel laser module and with 4 dB optical losses in the link ; comparison with the reference OCXO phase noise.

In the 800 MHz application, the phase noise requirements are not as stringent as for the last application, and a conventional optical link may be used if the optical losses are not too high. However, the synchronized oscillator is still interesting in order to maintain a constant output power and to filter the spurious signals far from the carrier. Such a circuit is under test today and the results will be presented at the conference.

V. Optical Link : The Microwave Receivers

For many applications at microwave frequencies, a classical optical link [9] will met the phase noise requirements, with the exception of the transmission of very high spectral purity signals, such as signals dedicated to frequency metrology. The optical link will degrade the phase noise of a synthesizer only if the distribution factor (the losses) is very high. Therefore, such as for the 800 MHz application, the other advantages of the photo-oscillator (constant output power and spurious filtering) should be pointed out.

Also, at these frequencies, the circuit compacity is of importance and it is interesting to investigate oscillators involving InP phototransistors. These transistors are certainly noisier than silicon or silicon-germanium transistors for oscillator design, but they may be used at very high frequencies (millimeter waves) and they are able to detect directly the modulated optical signal.

Two types of photo-transistors have been used in a preliminary 3.5 GHz experiment. The first one is an InP based photo-HBT [3], the second one a InP based HEMT [4]. Contrarily to the HBT device, for which an optical window has been designed, the HEMT device is not specially designed for optical applications. But it is sensitive to a 1.5 µm radiation through direct illumination of the gate region. Both devices have been measured on a probe station, using optical and microwave probes.

The HEMT optical responsivity has been found to be weaker and, above all, much slower than the one of the photo-HBT. The design of a photo-oscillator with this device is possible in the low microwave range (a few gigahertz), but not in the mm-wave region, contrarily to the results of some other researchers [10]. Above 10 GHz, a solution could be in the sub-harmonic synchronization of the oscillator, but the efficiency of such a process has still to be evaluated.

Finally, a third experiment using indirect injection locking has been carried out. To this purpose, a commercially available microwave photodiode (Discovery DSC30S) is associated to a 3.5 GHz oscillator which uses a silicon-germanium HBT device (Infineon BFP620).

The three synchronized oscillators are realized using discrete elements and the same resonator, a low Q factor resonator (loaded Q of 150). The photo-transistors are maintained on the probe station, and are illuminated as already explained. The oscillators are modeled using an analytical approach of the receiver involving, as an input data, the measured residual phase noise and the electro-optic responsivity of the transistor (or the photo-diode), and the theory described in section II. This approach as proven to be very efficient and most of the characteristics of the optical link can be evaluated with it. The Table 2 gives the synchronization bandwidth and phase noise data measured on these oscillators.

The 9 dBm optical signal at the emitter (the Mitsubishi laser) is amplitude modulated by the microwave signal, with a modulation index of about 0.25. In case of the HEMT oscillator, this optical power is used directly to illuminate the transistor. In the two other cases, a 10 dB optical attenuator is added in order to get an observable locking bandwidth. Moreover, if the optical power is too strong, it can modify largely the oscillation, and sometimes cancel it. With respect to the optical sensitivity and the synchronization bandwidth, the Photo-HBT and photodiode solutions lead to similar results.

Photo-oscillator active device	InP HEMT	InP Photo-HBT	InGaAs Photodiode + SiGe HBT oscillator
Optical power at the end of the fiber	8 dBm	-2 dBm	-2 dBm
Oscillator dynamic synchronization bandwidth	20 kHz	80 kHz	80 kHz
Free running oscillator phase noise at 100 kHz	-108 dBc/Hz	-105 dBc/Hz	-127 dBc/Hz

Table 2

Synchronization bandwidth of the 3.5 GHz optically synchronized oscillators, and phase noise of the free running oscillator at 100 kHz offset. The amplitude modulation factor of the optical signal is about 0.25.

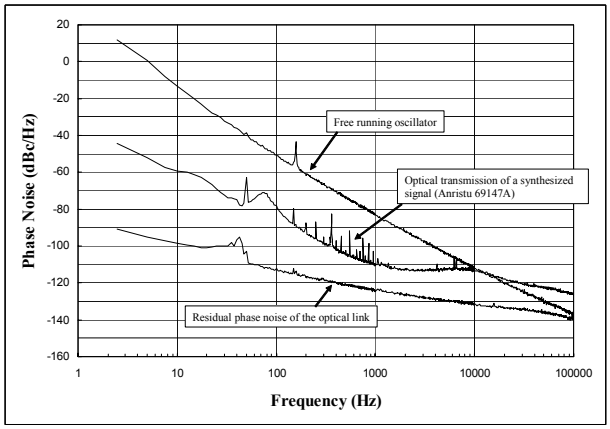


Figure 3

Phase noise of a 3.5 GHz optical link realized with a photo-diode + an SiGe HBT synchronized oscillator, and featuring 10 dB optical losses. Three different spectra are plotted : 1) free running oscillator phase noise 2) residual phase noise of the optical link 3) transmitted spectrum of an Anritsu synthesizer

Concerning the phase noise, the optical power does not too much modify the phase noise of the free running oscillators, even if a strong change is observed on the DC current. The best results far from the carrier are obtained with the photodiode + SiGe HBT oscillator configuration, because of the low 1/f noise properties of the SiGe device. However, at higher frequencies (millimeter wave range) the silicon devices may be difficult to use and the compacity of the photo-HBT approach is particularly interesting.

VI. Conclusion

Different RF and microwave optical links using optically synchronized oscillators as receivers have been presented. The advantage of this approach for the transmission of pure sinusoidal signals (reference signals) is clearly underlined. At 10 MHz, a strong improvement of the optical link phase noise has been obtained. At higher frequencies, the improvement is much based on the filtering of the signal far from the carrier and on the constant output power imposed by the oscillator. At microwave frequencies, the photodiode has been replaced successively by two different types of light sensitive devices. Good results have been obtained with the photo-HBT approach, while the illumination of the gate region of an InP HEMT device has been found to be less efficient.

Acknowledgement

This work has been partly supported by the French National Space Agency (CNES).

References

[1] A. S. DARYOUSH, « Optical synchronization of millimetre-wave oscillators for distributed architectures» IEEE trans. on MTT, vol 38, n° 5, mai 1990, pp. 467-476.

[2] R. D. ESMAN, L. GOLDBERG, J. F. WELLER, "Optical phase control of an optically injection locked FET microwave oscillator" IEEE trans. on MTT, vol 37, n° 10, oct. 1989, pp. 1512-1518.

[3] M. MULLER, M. RIET, C. FORTIN, S. WITHITSOONTHORN, J. D'ORGEVAL and C. GONZALEZ, "Millimeter –wave InP/InGaAs photo-HBT and its application to a double stage cascode optoelectronic mixer", 2002 Int. Topical Meeting on Microwave Photonics, MWP 2002 Digest pp. 345-348.

[4] T. PARENTY, S. BOLLAERT, J. MATEOS, X. WALLART, A. CAPPY, "Design and realization of sub-100nm gate length HEMTs" Indium Phosphide and Related Material (IPRM), Nara Japan, pp. 626-629, may 2001.

[5] A. J. SEEDS, "Microwave Photonics", IEEE trans on MTT, vol 50, n° 3, march 2002, pp. 877-887.

[6] G. P. AGRAWAL, "Fiber optic communication systems", Wiley Edition, 1997.

[7] R. ADLER, "A study of locking phenomena in oscillator", Proc. IRE, vol. 34, n° 6, june 1946, pp. 351-357.

[8] K. KUROKAWA, "Noise in synchronised oscillators", IEEE Trans. on Microwave Theory and Tech., vol 16, n° 4, avril 1968, pp. 234-240.

[9] M.B. BIBEY, F. DEBORGIES, M. KRAKOWSKI, D. MONGARDIEN "Very low phase noise optical links - experiments and theory" IEEE trans. on Microwave Theory and Tech., vol 47, n° 12, dec. 1999.

[10] H. FURUTA et al., « Optical injection locking of a 38 GHz Band InP Based HEMT oscillator using a 1.55 µm DSB-SC modulated lightwave » IEEE Microwave and Wireless Components Letters, vol 11, n° 01, Jan. 2001, pp. 19-21.

Quasi-synchronous multiuser detection technique used in telemetry System

Jin shubo
Electronics Engineering Institute of China Academy of Engineering Physics.
P.O Box 919-517 Mianyan,Sichuan 621900,P.R.China, E-mail: jsb_caep@21cn.com.

Abstract: The performance of a DS/CDMA system degrades due to Multiple Access Interference (MAI), when the asynchronous multiuser detection technique is used to remove the MAI, its matrix order is larger than the number of users, resulting in larger computational intensive. In some specific asynchronous DS/CDMA system, the quasi-synchronous multiuser detection algorithm, whose matrix order is equal to the number of users, needn't estimate MAI power levels, thereby resulting in lower computational complexity and high "near-far" resistance. In this paper the performance of quasi-synchronous multiuser detection algorithm is analysized theoretically, and the numerical results are presented.

Keywords: Quasi-synchronous, Multiuser Detection, DS/CDMA, MAI, Telemetry System.

1. Introduction

DS/CDMA system is used in many communication systems because it has the capability of anti-jamming. Some results indicate that the CDMA system has larger system capacity than the TDMA system, but this result is based the hypothesis that the PN sequences are orthogonal with each other. If the DS/CDMA receiver use traditional single-user detector (correlator or matched filter), the performance of a DS/CDMA system degrades due to Multiple Access Interference (MAI).

In order to increase the system capacity of DS/CDMA system, Some researchers proposed the use of smart antenna or the power control in the DS/CDMA system to abate the effect of MAI, Others resort to the suboptimal multiuser detection such as linear decorrelation, successive interference cancellation and parallel interference cancellation.

Most communication systems are asynchronous system. The DS/CDMA system in some telemetry System is a special asynchronous system. It has following specialties: 1) the mobile users have the inner timer, 2) the distance from the mobile users to base station are almost equal, 3) the mobile users in the system are fixedness, 4) the system work in simplex system. Considering these specialty and based the theory of synchronous decorrelation multiuser detection, Quasi-synchronous multiuser detection was used in the system to reduce the computation complexity. This paper analysis the performance of the quasi-synchronous multiuser detector theoretically, and compare with the synchronous decorrelation multiuser detection and the conventional detection. The numerical results are present.

2. Quasi-synchronous DS/CDMA system

S.Verdu proposed the optimal multiuser detector that is too complex for practical implementation. R.Lupas put forward the decorrelation multiuser detection, for synchronous case,

the inverse of N×N correlation matrix is used to the linear multiuser detection. As to the asynchronous case, the order of the correlation matrix is MN, resulting heavy computation, where M is the message length, N is the number of active users.

The mobile users transmit signal controlled by the inner timer and the users can transmit simultaneously. Because the difference of distance between the mobile user and the base station is very small, So the base station can receive the mobile users' signal in a transmission delay $\tau_{kj} << T_b$, where τ_{kj} is the transmission delay between user k and user j, T_b is the bit duration. For this kind of DS/CDMA system, quasi-synchronous multiuser detection can be used to suppress the MAI. Fig.1 shows the quasi-synchronous multiuser detection block diagram.It is showed that the quasi-synchronous multiuser detection is similar to the synchronous decorrelation multiuser detection, the output of matched filter is linear transformed and the decision is made based the transformed output vector. The difference of the quasi-synchronous multiuser detection and synchronous decorrelation multiuser detection is that correlation time of the quasi-synchronous multiuser detection is truncated to $T_{cor} = T_b - \tau_{kj}$, where $\tau_{kj} = \tau_k - \tau_j ; \tau_k = R_k / C$; R_k is the distance from the kth user to receive station, the c is the velocity of light.

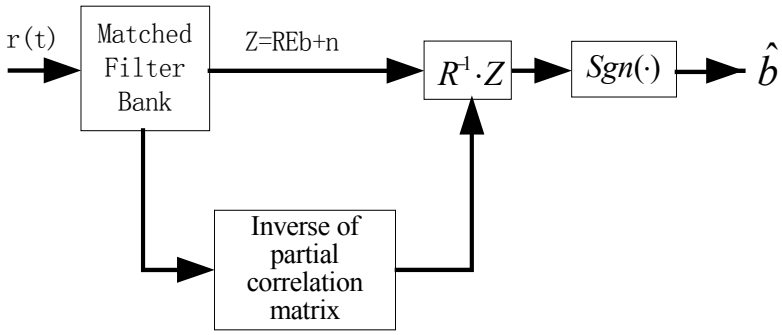


Fig.1 Quasi-synchronous multiuser detection block diagram

Quasi-synchronous multiuser detector work as following: the correlation peak value is detected in the output of matched filter, the first correlation peak value is assigned zero (without loss general, suppose it's user 1). The delay τ_{k1} from kth user to zero is measured so that we can compute the partial correlation matrix **R**. Linear transform is made to get new decision statistic $\mathbf{R^{-1}Z}$. Decision is made based on the new decision statistic: $\hat{b} = \mathrm{sgn}(R^{-1} \cdot Z)$.

In the Quasi-synchronous multiuser detector, the order of partial correlation matrix **R** is N, the number of active users. It needn't the amplitude information, so it is perfect in near-far resistance.

3. System model and performance analysis

Suppose there are N active users in the AGWN channel, received signal is:

$$r(t) = \sum_{k=1}^{N} \sqrt{2E_k^i} b_k^i (t - \tau_k) \cdot c_k (t - \tau_k) \cos(w_c t + \phi_k) + n(t)$$

Where $b_k^i \in \{1, -1\}$ is the ith bit of kth user, E_k^i is ith bit energy of kth user, τ_k is the

channel delay of kth user, $c_k(t-\tau_k)$ is the PN sequence of kth user, n(t) is an AGWN process with two-sided power spectral density $N_o/2$. Without loss generality， let $0 \le \tau_1 \le \tau_2 \le \cdots \le \tau_N << T_b$.

The received signal consists of the desire user's signal（Without loss generality, let the desire user is the user 1）and the other N-1interference users' signal. If the carrier is synchronous to the desire user's signal, the output of the correlator is:

$$z_1 = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} r(t)\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt \qquad (2)$$

$$= \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} (\sum_{k=1}^{N}\sqrt{2E_k^i}b_k^i(t-\tau_k)\cdot c_k(t-\tau_k)\cos(w_c t+\phi_k)+n(t))\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt$$

$$= I + \xi + \eta$$

Where $I = \sqrt{E_1^i/2}\cdot R_{11}(0)\cdot b_1^i = \sqrt{E_1^i/2}\cdot T_b\cdot b_1^i$ is the contribution of desired user,

$\eta = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} n(t)\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt$ is the contribution of AWGN,

$\xi = \sum_{k=2}^{N} I_{k1}$ ， is the contribution of MAI ， where $I_{k1} = \sqrt{E_k^i/2}\cdot R_{k1}(\tau_{k1})\cdot b_k^i$ ；

$R_{k1}(x) = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} c_k(t)\cdot c_1(t-x)dt$ is the partial correlation function of $c_k(t)$ and $c_1(t-x)$.

The output of the correlator can be express as: **Z=R·E·b+n** ,vector **b=[b$_1$,b$_2$,b$_3$,……..b$_k$]^T**is data vector,**n=[n$_1$,n$_2$,n$_3$,……..n$_k$]^T** is noise vector, suppose variance is σ^2 ,**Z=[z$_1$,z$_2$,z$_3$,……..z$_k$]^T** is the samples of correlator output when the first correlation peak appeared.

$$E = \begin{bmatrix} \sqrt{E_1/2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{E_2/2} & 0 & 0 \\ & & \bullet & \\ 0 & 0 & \bullet & 0 \\ & & & \bullet \\ 0 & 0 & 0 & \sqrt{E_N/2} \end{bmatrix}$$ is amplitude vector of received signal,

$$R = \begin{bmatrix} R_{11}(0) & R_{12}(\tau_{12}) & \ldots & R_{1N}(\tau_{1N}) \\ R_{21}(\tau_{21}) & R_{22}(0) & \ldots & R_{2N}(\tau_{2N}) \\ : & : & & : \\ : & : & & : \\ R_{N1}(\tau_{N1}) & R_{N2}(\tau_{N2}) & \ldots & R_{NN}(0) \end{bmatrix}$$ is N×N partial correlation matrix.

The output vector of correlator is multiplied by **R^{-1}**, so the decision vector of

quasi-synchronous multiuser detector is :

$$b' = R^{-1} \cdot Z = E \cdot b + R^{-1} \cdot n = E \cdot b + n'$$

where $n' = R^{-1} \cdot n$ is new noise vector, define $r_{i\,k}$ is element value of $\mathbf{R^{-1}}$. So the noise power in the quasi-synchronous multiuser detector decision statistic is: $\sigma^2 \cdot \sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2$.

The output SNR of Quasi-synchronous multiuser detector is:

$$SNR_{can}^{(k)} = \frac{\left(\frac{T_b - \tau_k}{T_b}\right) \cdot E_k}{\sigma^2 \cdot \sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2} = \frac{\left(\frac{T_b - \tau_k}{T_b}\right) \cdot SNR_{in}^{(k)}}{\sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2} \qquad (3)$$

where $SNR_{in}^{(k)}$ is the input SNR of kth user of Quasi-synchronous multiuser detector.

Fig.2~Fig.4 compare the performance of Quasi-synchronous multiuser detector, synchronous decorrelation multiuser detector and conventional detector. Fig.4 shows the near-far resistance performance, where the number of active users is 20, the length of PN sequence is 63, the SNR of desire user is 10 dB. Other users have equal power, the power ratio between it to that of desired user varied in the range:

$\eta = 10\lg((E_b / N_o)_{i,i\neq k} / (E_b / N_o)_k)$

=-5~20dB 。 It shows the Quasi-synchronous multiuser detector near-far resistance performance is as good as that of synchronous decorrelation multiuser detector.

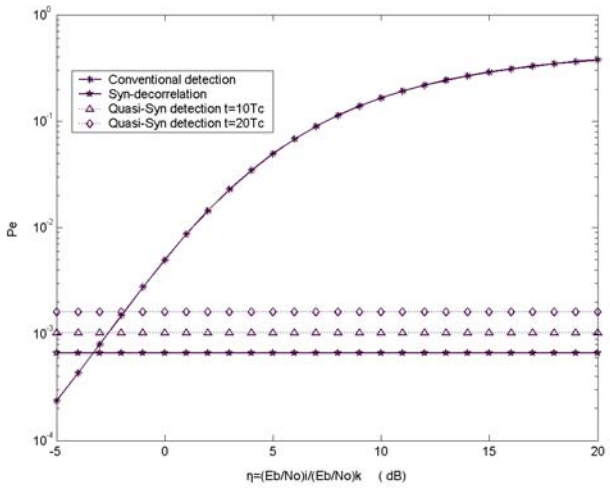


Fig.2 Near-far resistance performance

The performance of a multiuser detector can be evaluated by output SNR degradation factor (DF) of detector as well as BER. According to the definition of output SNR degradation factor by C.L.Weber, Fig.3 shows output SNR degradation factor as a function of active users for Quasi-synchronous multiuser

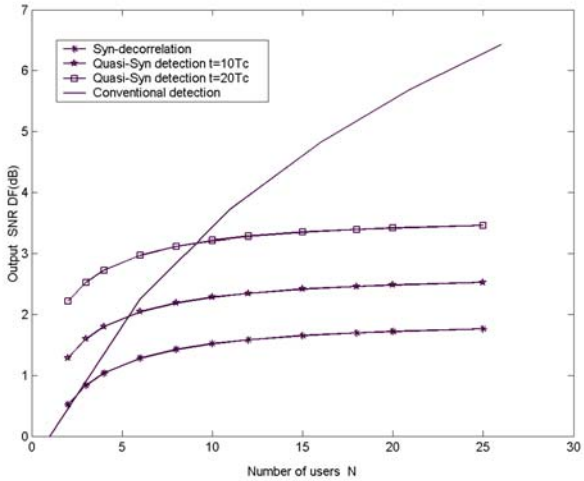


Fig.3 Output SNR Degradation factor

detector, synchronous decorrelation multiuser detector and conventional detector. It is seen from it that the output SNR of conventional detector (without cancellation of MAI) degrades quickly along with the active users increase. When the system has few users, the conventional detector has better performance than the Quasi-synchronous multiuser detector because the new noise vector of $R^{-1.}N$ is introduction. When the number of users increase, the DF of the conventional detector increase significantly, the DF of the Quasi-synchronous multiuser detector and the synchronous decorrelation multiuser detector almost keep a constant. It's shown that the output SNR degradation of the Quasi-synchronous multiuser detector is larger 0.8dB and 1.7dB than the synchronous decorrelation multiuser detector for relative time delay $t_k=10T_c$ and $t_k=20T_c$ respectively, this is the cost of correlation time truncation.

Fig.4 shows the output SNR as a function of relative time delay. Where the input SNR is 20 dB, the number of users is 20. We can know from Fig.4 that the relative time delay varied from 10Tc to 20Tc, resulting the DF of the Quasi-synchronous multiuser detector is 0.8dB~1.7dB larger than that of the synchronous decorrelation multiuser detector, and the DF of conventional detector is 7 dB larger than that of the synchronous decorrelation multiuser detector.

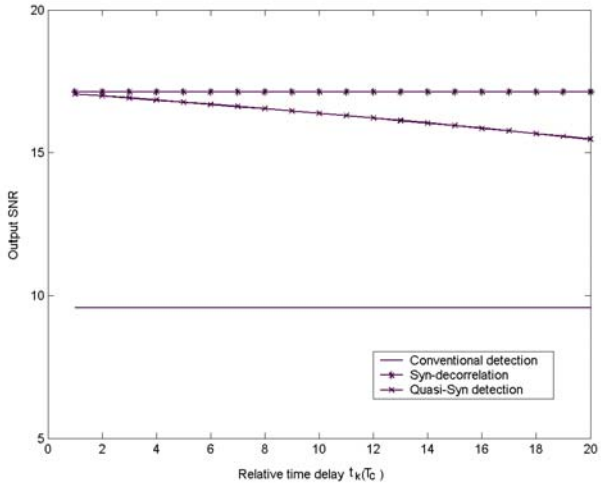


Fig.4 Output SNR vs. relative time delay

Conclusion：

In the asynchronous DS/CDMA data transmission system, signal is transmitted synchronously and arrived to the reception station asynchronously. The Quasi-synchronous multiuser detector can be used to reduce the computation complexity. It has good near-far resistance performance because it needn't amplitude information of users. So in some telemetry System applications, The Quasi-synchronous multiuser detector is a good approach for multiuser detection.

References：

[1] B.G.Agee,K.Cohen,J.H.Reed,and T.C.Hsia "Simulation performance of a blind adaptive array for a realistic mobile channel" in proc, 43rd VTC.pp197-100. 1993.

[2] A.Naguib,A.Poulraj ,T.Kailath , "Capacity imporement with base-station antenna arrays in cellular CDMA" ,IEEE Trans on VT.VOL. VT-43 pp691-698. 1994.

[3] S.Verdu, "Minimum probability of error for synchronous Gaussian multi-accsee channels" IEEE Trans. On IT ,VOL.IT-32.pp85-96.1986.

[4] R.Lupas and S.Verdu. "Linear Multiuser Detectors for Synchronous Code-Division Multiple-Access Channels" IEEE Trans. On IT. VOL.IT-35,No.1,pp123-136.1989。

[5] R.Lupas and S.Verdu. "Near-far resistance of multiuser detector in asynchronous channels." IEEE Trans. On COM. VOL.COM-38,No.4,pp496-508.1990.

[6] Akihiro Kajiwara and Masao Nakagawa, "Microcellular CDMA System with a Linear

Multiuser Interference Canceler ” IEEE JSAC Vol 12.No.4.PP605-611,1994.
[7] D.S. chen and S.Roy “An adaptive mutineer receiver for CDMA systems” IEEE.JSAC.VOL-12 No.5,pp808-816 . 1994.
[8] D.Divsalar,M.K.Simon ,D.Raphoeli .”Improved parallel interface cancellation for CDMA” IEEE.trans on com,VOL.Com-46 pp258-268. 1998。
[9] P.Patel and J.M.Holtzman, “Analysis of a simple successive interface cancellation scheme in a DS/CDMA system” IEEE.JSAC VOL12.NO.5.PP796-807 .1994.
[10] T.S. RAppaport, Wireless communication – Principles & practice, Prentice Hall,New Jersey,1996。
[11] C.L.Weber, G.K.Huth and B.H.Batson, “Performance Considerations of Code Division Multiple-access Systems” IEEE Trans on VT,VOL.VT-30,No.1,pp3-10,1981.

Quasi-synchronous multiuser detection technique used in telemetry System

Jin shubo
Electronics Engineering Institute of China Academy of Engineering Physics.
P.O Box 919-517 Mianyan,Sichuan 621900,P.R.China, E-mail: jsb_caep@21cn.com.

Abstract: The performance of a DS/CDMA system degrades due to Multiple Access Interference (MAI), when the asynchronous multiuser detection technique is used to remove the MAI, its matrix order is larger than the number of users, resulting in larger computational intensive. In some specific asynchronous DS/CDMA system, the quasi-synchronous multiuser detection algorithm, whose matrix order is equal to the number of users, needn't estimate MAI power levels, thereby resulting in lower computational complexity and high "near-far" resistance. In this paper the performance of quasi-synchronous multiuser detection algorithm is analysized theoretically, and the numerical results are presented.

Keywords: Quasi-synchronous, Multiuser Detection, DS/CDMA, MAI, Telemetry System.

1. Introduction

DS/CDMA system is used in many communication systems because it has the capability of anti-jamming. Some results indicate that the CDMA system has larger system capacity than the TDMA system, but this result is based the hypothesis that the PN sequences are orthogonal with each other. If the DS/CDMA receiver use traditional single-user detector (correlator or matched filter), the performance of a DS/CDMA system degrades due to Multiple Access Interference (MAI).

In order to increase the system capacity of DS/CDMA system, Some researchers proposed the use of smart antenna or the power control in the DS/CDMA system to abate the effect of MAI, Others resort to the suboptimal multiuser detection such as linear decorrelation, successive interference cancellation and parallel interference cancellation.

Most communication systems are asynchronous system. The DS/CDMA system in some telemetry System is a special asynchronous system. It has following specialties: 1) the mobile users have the inner timer, 2) the distance from the mobile users to base station are almost equal, 3) the mobile users in the system are fixedness, 4) the system work in simplex system. Considering these specialty and based the theory of synchronous decorrelation multiuser detection, Quasi-synchronous multiuser detection was used in the system to reduce the computation complexity. This paper analysis the performance of the quasi-synchronous multiuser detector theoretically, and compare with the synchronous decorrelation multiuser detection and the conventional detection. The numerical results are present.

2. Quasi-synchronous DS/CDMA system

S.Verdu proposed the optimal multiuser detector that is too complex for practical implementation. R.Lupas put forward the decorrelation multiuser detection, for synchronous case,

the inverse of N×N correlation matrix is used to the linear multiuser detection. As to the asynchronous case, the order of the correlation matrix is MN, resulting heavy computation, where M is the message length, N is the number of active users.

The mobile users transmit signal controlled by the inner timer and the users can transmit simultaneously. Because the difference of distance between the mobile user and the base station is very small, So the base station can receive the mobile users' signal in a transmission delay $\tau_{kj} << T_b$, where τ_{kj} is the transmission delay between user k and user j, T_b is the bit duration. For this kind of DS/CDMA system, quasi-synchronous multiuser detection can be used to suppress the MAI. Fig.1 shows the quasi-synchronous multiuser detection block diagram.It is showed that the quasi-synchronous multiuser detection is similar to the synchronous decorrelation multiuser detection, the output of matched filter is linear transformed and the decision is made based the transformed output vector. The difference of the quasi-synchronous multiuser detection and synchronous decorrelation multiuser detection is that correlation time of the quasi-synchronous multiuser detection is truncated to $T_{cor} = T_b - \tau_{kj}$, where $\tau_{kj} = \tau_k - \tau_j ; \tau_k = R_k / C$; R_k is the distance from the kth user to receive station, the c is the velocity of light.

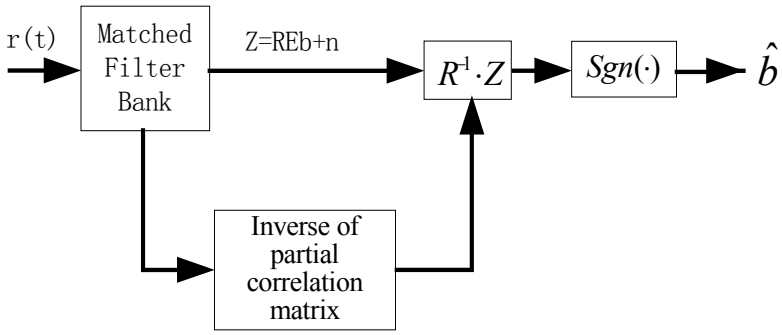


Fig.1 Quasi-synchronous multiuser detection block diagram

Quasi-synchronous multiuser detector work as following: the correlation peak value is detected in the output of matched filter, the first correlation peak value is assigned zero (without loss general, suppose it's user 1). The delay τ_{k1} from kth user to zero is measured so that we can compute the partial correlation matrix **R**. Linear transform is made to get new decision statistic $\mathbf{R^{-1}Z}$. Decision is made based on the new decision statistic: $\hat{b} = \mathrm{sgn}(R^{-1} \cdot Z)$.

In the Quasi-synchronous multiuser detector, the order of partial correlation matrix **R** is N, the number of active users. It needn't the amplitude information, so it is perfect in near-far resistance.

3. System model and performance analysis

Suppose there are N active users in the AGWN channel, received signal is:

$$r(t) = \sum_{k=1}^{N} \sqrt{2E_k^i} b_k^i (t - \tau_k) \cdot c_k (t - \tau_k) \cos(w_c t + \phi_k) + n(t)$$

Where $b_k^i \in \{1, -1\}$ is the ith bit of kth user, E_k^i is ith bit energy of kth user, τ_k is the

channel delay of kth user, $c_k(t-\tau_k)$ is the PN sequence of kth user, n(t) is an AGWN process with two-sided power spectral density $N_o/2$. Without loss generality， let $0 \le \tau_1 \le \tau_2 \le \cdots \le \tau_N << T_b$.

The received signal consists of the desire user's signal（Without loss generality, let the desire user is the user 1）and the other N-1interference users' signal. If the carrier is synchronous to the desire user's signal, the output of the correlator is:

$$z_1 = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} r(t)\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt \qquad (2)$$

$$= \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} (\sum_{k=1}^{N}\sqrt{2E_k^i}b_k^i(t-\tau_k)\cdot c_k(t-\tau_k)\cos(w_c t+\phi_k)+n(t))\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt$$

$$= I + \xi + \eta$$

Where $I = \sqrt{E_1^i/2}\cdot R_{11}(0)\cdot b_1^i = \sqrt{E_1^i/2}\cdot T_b\cdot b_1^i$ is the contribution of desired user,

$\eta = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} n(t)\cdot c_1(t-\tau_1)\cdot\cos(w_c t+\phi_1)dt$ is the contribution of AWGN,

$\xi = \sum_{k=2}^{N} I_{k1}$ ， is the contribution of MAI ， where $I_{k1} = \sqrt{E_k^i/2}\cdot R_{k1}(\tau_{k1})\cdot b_k^i$ ；

$R_{k1}(x) = \int_{iT_b+\tau_{k1}}^{(i+1)T_b} c_k(t)\cdot c_1(t-x)dt$ is the partial correlation function of $c_k(t)$ and $c_1(t-x)$.

The output of the correlator can be express as: **Z=R·E·b+n** ,vector **b=[b$_1$,b$_2$,b$_3$,……..b$_k$]^T**is data vector,**n=[n$_1$,n$_2$,n$_3$,……..n$_k$]^T** is noise vector, suppose variance is σ^2 ,**Z=[z$_1$,z$_2$,z$_3$,……..z$_k$]^T** is the samples of correlator output when the first correlation peak appeared.

$$E = \begin{bmatrix} \sqrt{E_1/2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{E_2/2} & 0 & 0 \\ & & \bullet & \\ 0 & 0 & \bullet & 0 \\ & & & \bullet \\ 0 & 0 & 0 & \sqrt{E_N/2} \end{bmatrix}$$ is amplitude vector of received signal,

$$R = \begin{bmatrix} R_{11}(0) & R_{12}(\tau_{12}) & \ldots & R_{1N}(\tau_{1N}) \\ R_{21}(\tau_{21}) & R_{22}(0) & \ldots & R_{2N}(\tau_{2N}) \\ : & : & & : \\ : & : & & : \\ R_{N1}(\tau_{N1}) & R_{N2}(\tau_{N2}) & \ldots & R_{NN}(0) \end{bmatrix}$$ is N×N partial correlation matrix.

The output vector of correlator is multiplied by **R^{-1}**, so the decision vector of

quasi-synchronous multiuser detector is :

$$b' = R^{-1} \cdot Z = E \cdot b + R^{-1} \cdot n = E \cdot b + n'$$

where $n' = R^{-1} \cdot n$ is new noise vector, define $r_{i\,k}$ is element value of $\mathbf{R^{-1}}$. So the noise power in the quasi-synchronous multiuser detector decision statistic is: $\sigma^2 \cdot \sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2$.

The output SNR of Quasi-synchronous multiuser detector is:

$$SNR_{can}^{(k)} = \frac{\left(\frac{T_b - \tau_k}{T_b}\right) \cdot E_k}{\sigma^2 \cdot \sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2} = \frac{\left(\frac{T_b - \tau_k}{T_b}\right) \cdot SNR_{in}^{(k)}}{\sum_{i=1}^{N} |r_{ik}|^2} \qquad (3)$$

where $SNR_{in}^{(k)}$ is the input SNR of kth user of Quasi-synchronous multiuser detector.

Fig.2~Fig.4 compare the performance of Quasi-synchronous multiuser detector, synchronous decorrelation multiuser detector and conventional detector. Fig.4 shows the near-far resistance performance, where the number of active users is 20, the length of PN sequence is 63, the SNR of desire user is 10 dB. Other users have equal power, the power ratio between it to that of desired user varied in the range:

$\eta = 10\lg((E_b / N_o)_{i,i\neq k} / (E_b / N_o)_k)$

=-5~20dB 。 It shows the Quasi-synchronous multiuser detector near-far resistance performance is as good as that of synchronous decorrelation multiuser detector.

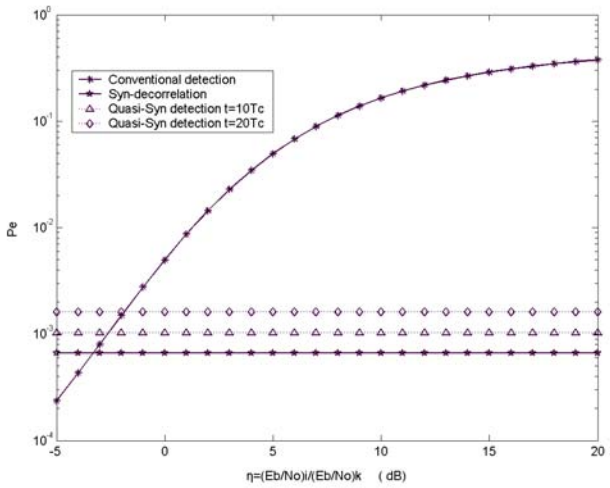


Fig.2 Near-far resistance performance

The performance of a multiuser detector can be evaluated by output SNR degradation factor (DF) of detector as well as BER. According to the definition of output SNR degradation factor by C.L.Weber, Fig.3 shows output SNR degradation factor as a function of active users for Quasi-synchronous multiuser

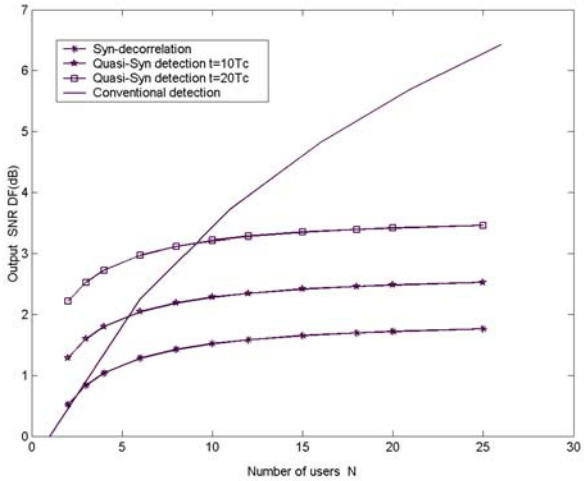


Fig.3 Output SNR Degradation factor

detector, synchronous decorrelation multiuser detector and conventional detector. It is seen from it that the output SNR of conventional detector (without cancellation of MAI) degrades quickly along with the active users increase. When the system has few users, the conventional detector has better performance than the Quasi-synchronous multiuser detector because the new noise vector of $R^{-1.}N$ is introduction. When the number of users increase, the DF of the conventional detector increase significantly, the DF of the Quasi-synchronous multiuser detector and the synchronous decorrelation multiuser detector almost keep a constant. It's shown that the output SNR degradation of the Quasi-synchronous multiuser detector is larger 0.8dB and 1.7dB than the synchronous decorrelation multiuser detector for relative time delay $t_k=10T_c$ and $t_k=20T_c$ respectively, this is the cost of correlation time truncation.

Fig.4 shows the output SNR as a function of relative time delay. Where the input SNR is 20 dB, the number of users is 20. We can know from Fig.4 that the relative time delay varied from 10Tc to 20Tc, resulting the DF of the Quasi-synchronous multiuser detector is 0.8dB~1.7dB larger than that of the synchronous decorrelation multiuser detector, and the DF of conventional detector is 7 dB larger than that of the synchronous decorrelation multiuser detector.

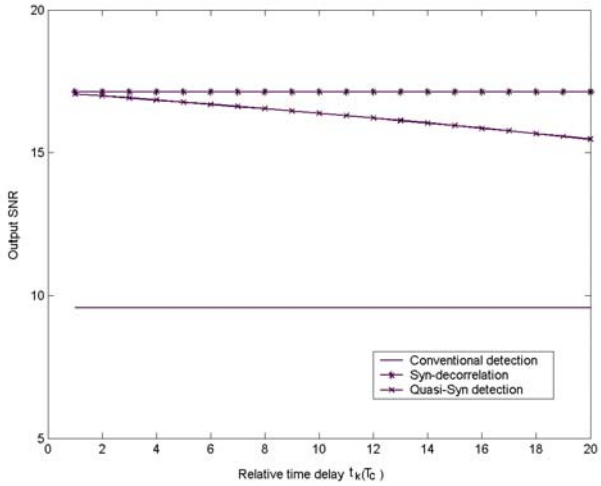


Fig.4 Output SNR vs. relative time delay

Conclusion：

In the asynchronous DS/CDMA data transmission system, signal is transmitted synchronously and arrived to the reception station asynchronously. The Quasi-synchronous multiuser detector can be used to reduce the computation complexity. It has good near-far resistance performance because it needn't amplitude information of users. So in some telemetry System applications, The Quasi-synchronous multiuser detector is a good approach for multiuser detection.

References：

[1] B.G.Agee,K.Cohen,J.H.Reed,and T.C.Hsia "Simulation performance of a blind adaptive array for a realistic mobile channel" in proc, 43rd VTC.pp197-100. 1993.

[2] A.Naguib,A.Poulraj ,T.Kailath , "Capacity imporement with base-station antenna arrays in cellular CDMA" ,IEEE Trans on VT.VOL. VT-43 pp691-698. 1994.

[3] S.Verdu, "Minimum probability of error for synchronous Gaussian multi-accsee channels" IEEE Trans. On IT ,VOL.IT-32.pp85-96.1986.

[4] R.Lupas and S.Verdu. "Linear Multiuser Detectors for Synchronous Code-Division Multiple-Access Channels" IEEE Trans. On IT. VOL.IT-35,No.1,pp123-136.1989。

[5] R.Lupas and S.Verdu. "Near-far resistance of multiuser detector in asynchronous channels." IEEE Trans. On COM. VOL.COM-38,No.4,pp496-508.1990.

[6] Akihiro Kajiwara and Masao Nakagawa, "Microcellular CDMA System with a Linear

Multiuser Interference Canceler ” IEEE JSAC Vol 12.No.4.PP605-611,1994.
[7] D.S. chen and S.Roy “An adaptive mutineer receiver for CDMA systems” IEEE.JSAC.VOL-12 No.5,pp808-816 . 1994.
[8] D.Divsalar,M.K.Simon ,D.Raphoeli .”Improved parallel interface cancellation for CDMA” IEEE.trans on com,VOL.Com-46 pp258-268. 1998。
[9] P.Patel and J.M.Holtzman, “Analysis of a simple successive interface cancellation scheme in a DS/CDMA system” IEEE.JSAC VOL12.NO.5.PP796-807 .1994.
[10] T.S. RAppaport, Wireless communication – Principles & practice, Prentice Hall,New Jersey,1996。
[11] C.L.Weber, G.K.Huth and B.H.Batson, “Performance Considerations of Code Division Multiple-access Systems” IEEE Trans on VT,VOL.VT-30,No.1,pp3-10,1981.

Transmission Test Bench

Thierry Robert, Christophe Laporte, Francis Gizard, Alain Mallet, Jean-Philippe Taisant

CNES - DTS/AE/TTL/TS
18 ave Edouard Belin
31401 Toulouse cedex

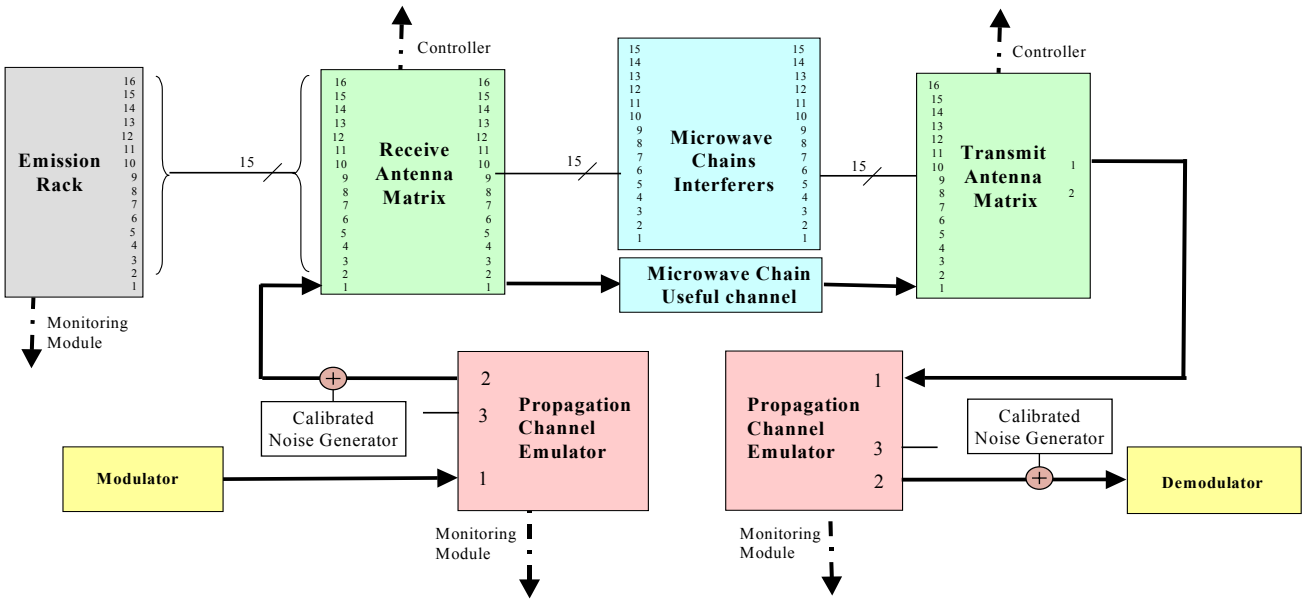
email : thierry.robert@cnes.fr - tel : 33 (0) 5 61274114 - fax : 33 (0) 5 61282613

1 INTRODUCTION

For two years CNES has been developing a bench for transmission satellite systems engineering. This development is performed under ATF ("Atelier Telecom du Futur") project. The Transmission System Bench (BST) is devoted to determine accurately the performances of the transmission satellite sub-system including all the payload components such as multi-beam antennas, TWTA, Local Oscillators (phase noise template), and including system impairments such as propagation constraints or interference environment. Furthermore, this bench also offers the ability to analyse the impact of a given equipment in "real" operational conditions over end-to-end transmission performances.

This paper presents the bench and its components as well as the kind of results that can be obtained through its exploitation.

2 BENCH OVERVIEW



The BST aims to represent in a very realistic way the satellite transmission of a multimedia satellite system from X to Ka band. This testbed is easily reconfigurable and its operation is facilitated by the availability of friendly man-machine interfaces. The BST operates up to sixteen channels in order to emulate several kind of interferers. It is organised around six sub-systems:

1. Modulated signals generator (QPSK, OQPSK, 16QAM) with varying bit rate from 1.6 kbits/s up to 400 Mbits/s.
2. ACPR (Adjacent Channel Power Ratio) controller,
3. Propagation effects and satellite motion emulator,
4. Satellite receive and transmit antennas emulator,
5. Microwave racks including TWTA, on board processor and phase noise generator.
6. Thermal noise generator.

All these sub-systems can be easily configured to provide new satellite transmission architectures.

In order to be as much as possible representative of the real system, the BST operates main system equipment at the right frequency band. However, most of the BST sub-systems and components use interfaces defined around an intermediate frequency (IF) in C band (3.7-4.2 GHz). These common IF interfaces improve the bench modularity as it gives the ability to integrate only a part of the BST sub-systems or components in order to customise the bench depending on the system architecture and the kind of analysis to perform. The frequency conversions from C band to system frequency band are designed not to introduce degradations on the emulated satellite link.

Another aspect of bench development concerns the racks input/output connectors which are all defined as SMA connectors in order to support the introduction of specific transmission components such as commercial integrated LNB, filters, etc. , using standard cables.

The bench could be configured to represent at the same time the forward and return link of a satellite telecommunication system. This is performed by the representation of the antennas that will be virtually splitted in two.



System Transmission Bench

3 CNES SPECIFIC BENCH DEVELOPMENTS

Specific developments have been made in order to generate and control different possible degradations of the link budget.

3.1 EMITTER RACK

The REM (Emitter Rack) is a multimission 4-channel test modulator. As an extremely wide rate-range modulator, it is capable to provide from 1.6 kbauds to 100 Mbauds signals (400 Mbit/s in 16QAM mode) in the 3.7 to 4.2 GHz band. Designed by CNES, the REM has been developed for CNES by the R&D laboratory of SMP.

The REM generates in parallel 4 modulated signals with the following parameters:

- BPSK/QPSK/OQPSK/QAM16 modulations
- SINC/SRRC/User defined filtering
- 1 Hz to 1 MHz output switching with programmable cycle ratio to simulate TDMA burst
- Step and continuous attenuators to provide flexible power controls

Typical applications for the REM include:

- Earth terminal and satellite payload testing
- Satellite system integration test beds
- Multichannel jammers

3.2 CHANNEL PROPAGATION EMULATOR

The ECP (Channel Propagation Emulator) synthesises the principal phenomena of propagation occurring on RF signal links between earth-space. Designed by CNES, the ECP has been developed for CNES by the R&D laboratory of SMP.

The ECP applies a transfer function on an intermediate frequency input at 1.125 GHz to two outputs, with the following parameters:

- Level attenuation (two channels)
- Absolute delay and Jitter
- Frequency Doppler shift

Typical applications for the ECP include:

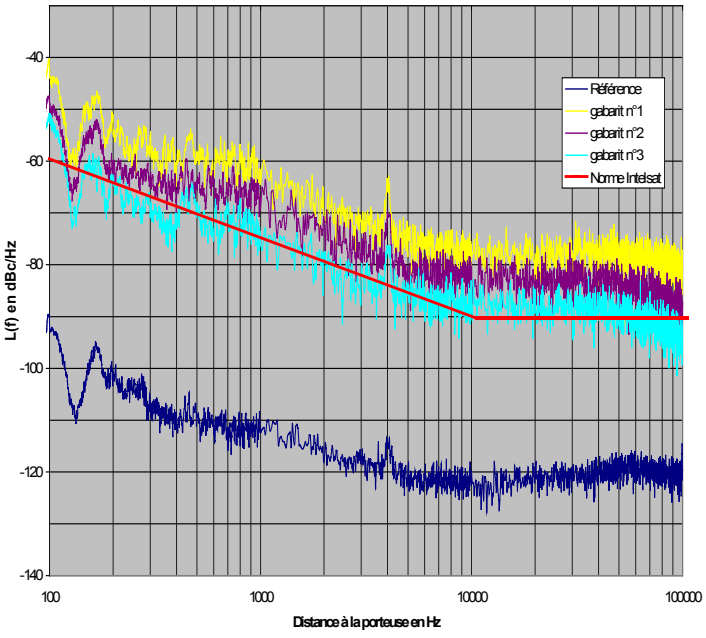
- Earth terminal and satellite payload testing
- Satellite system integration test beds

3.3 ANTENNAS MATRICES

In order to analyse performances of the complete transmission system it is necessary to represent the effect of interferers coming from the on-board antennas. As it is not possible to integrate directly real antennas on the bench, the choice has been done to develop dedicated equipment, called the Antennas Matrices. These equipment allow the control of the level of interfering signals onto the useful signal using combiners, dividers and step attenuators. These equipment can take into account up to 15 different interfering signals which is representative of a worst case of frequency reuse schemes. Furthermore, these Antennas Matrices could be virtually splitted in two, in order, for example, to represent simultaneously the interferers occurring on both forward and return link of a two-way satellite system. Designed by CNES, the Antennas Matrices have been developed for CNES by the SEO company.

3.4 CONTROLLED PHASE NOISE CARRIER GENERATOR

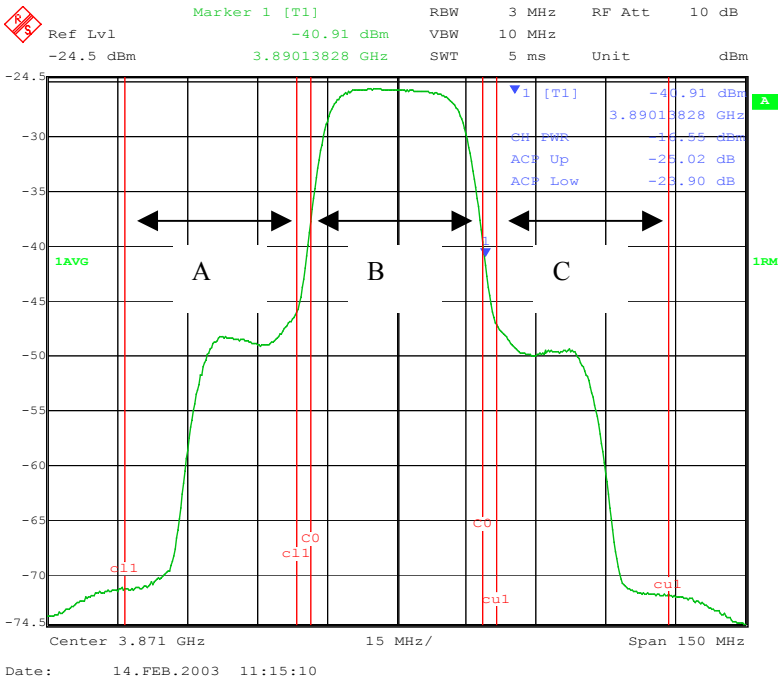
The Controlled Phase Noise Carrier Generator (CPNG) is a frequency synthesiser allowing phase noise control up to 3000 MHz operating frequency band. Designed by CNES and developed by ELTA, the synthesiser is based on a phase locked loop SP8855E chip with RF external reference (< 100 MHz).



The phase noise template is defined by adjusting the division ratio (N) used to perform the phase/frequency comparison between VCO and RF reference. A theoretical 20log(N) degradation is obtained between the synthesiser output and the reference phase noise template. A third order active low pass filter in the feedback loop gives possibilities to adjust the cut off frequency of the PLL.

This equipment is currently used to create a controlled phase noise on the useful channel, in particular to identify very accurately the maximum phase noise mask admissible for the system.

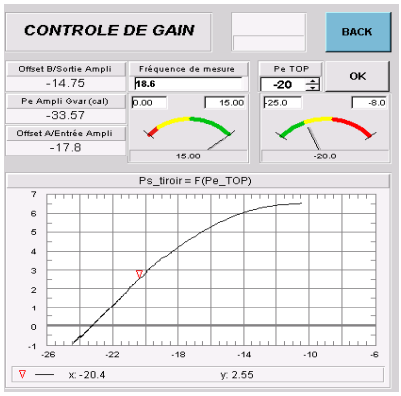
3.5 ACPR RACK

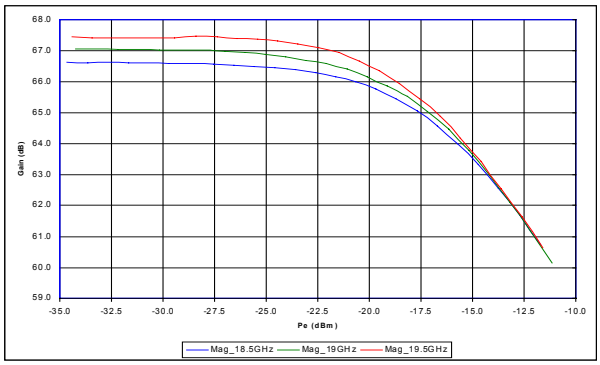


Gateway and satellite power amplifiers are part of the major contributors in term of signal degradation as it is necessary to adjust their operating points very close to saturation to maximise the RF output power. In order to represent these non-linear effects, equipment called ACPR (Adjacent Channel Power Ratio) Racks have been developed by CNES. These racks allow the selection of operating points for the power amplifiers corresponding to a wanted value of the ACPR, this criteria being commonly used to characterise power amplifier effect on signal quality. The ACPR level is determined by computing the ratio between the power in the useful frequency band (B on the figure) and the power in the upper (C on the figure) and the lower (A on the figure) frequency bands. In the scope of our developments we have designed and developed 2 specific ACPR racks, in C and Ka band, allowing to set and control on each rack the ACPR level of up to 3 different channels in a range of 15 dBc to 40 dBc.

3.6 TWTA AMPLIFIER RACK



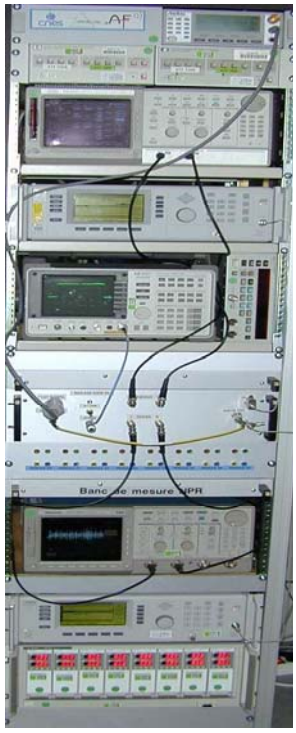




The satellite power amplifier is one of the major element of the transmission chain as it allows delivering the power to solve the link budget between the satellite and the Earth. However, as it is mentioned above, this component can introduce degradations on the useful signal. The goal of the technology is then to develop high power on-board Travelling Wave Tube Amplifiers (TWTA) in Ka-band with a high level of efficiency (transfer of DC power into RF power) combined with good linearity.

For the BST, in order to characterise the behaviour of the TWTA in its operational conditions and the associated degradation on the useful signal, we have integrated a TWTA flying model in Ka band (power at saturation 80 W, efficiency 60 %) coming from CNES R&D. This rack includes an ALC (Automatic Level Control) driven by a proprietary software in order to control the Input Back Off (IBO) of the TWTA with a ± 0.1 dB accuracy.

3.7 NOISE POWER RATIO (NPR) BENCH



In addition to the BST, a NPR bench has been developed to characterise the behaviour of TWTAs and SSPAs from X to Ka band. This bench provides accurate measurement (reproducibility ≈ 0.3dB), on a large dynamic range (up to 35 dB), of wideband NPR (up to 250 MHz) from 1 GHz up to 30 GHz.

The main objective of this bench is to optimise the operating point of power amplifiers in order to minimise power consumption for a given quality of the link. This bench also allows the determination of the non-linear distortion due to the Device Under Test (DUT) when NPR is not well suited and provides accurate analysis of the DUT behaviour by using its capabilities to generate excitation signals that are similar to real ones.

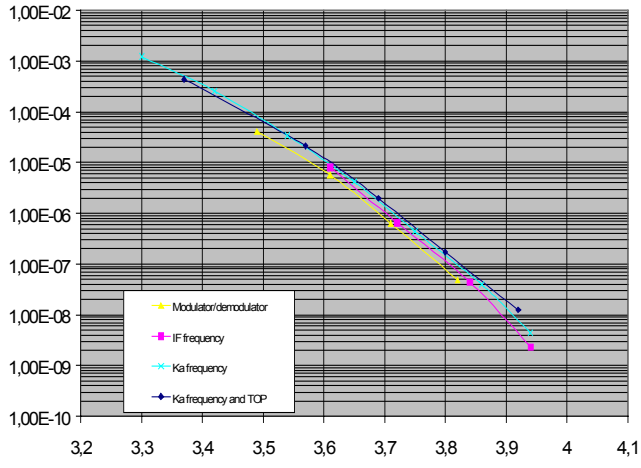
The NPR bench is digital based (signal calculation and acquisition) which ensures a high level of reproducibility, thermal noise reduction through signal averaging and high degree of flexibility (generation of a very large type of signals).

4 PERFORMANCES

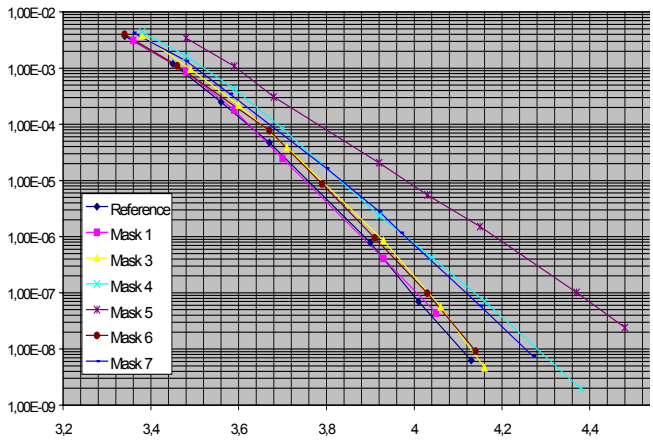
4.1 SYSTEM PERFORMANCES

In order to improve BST measurements, the Bit Error Rate (BER) measurements are compared to a reference configuration which takes into account potential degradation coming from the testbed itself. Moreover, to improve measurements accuracy, the thermal noise is generated and controlled by a proprietary process allowing to adjust carefully the C/No ratio.

The first validation step consists to measure the reference configuration in order to calibrate the proper elements of the testbed. Then we are able to give relative BER degradation for specific BST set-up.



Performances analysis



Phase Noise Analysis

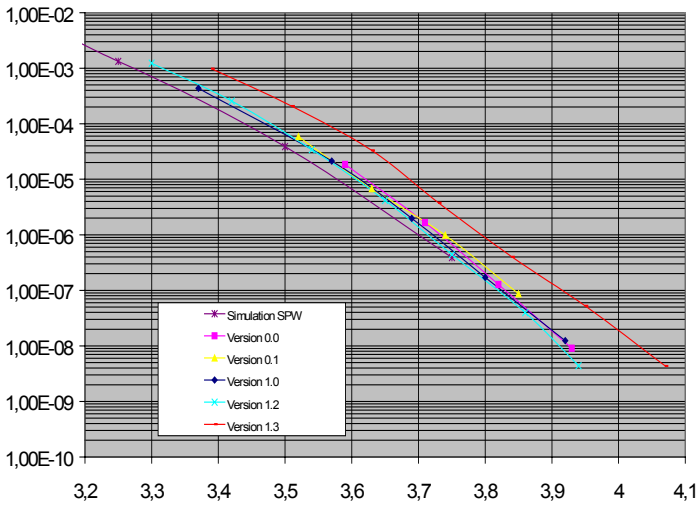
As example, the figure above shows the results performed by the BST for multiple configurations and phase noise analysis using Component On The Shelf (COTS) modulator and demodulator based on DVB-DSNG standard.

4.2 COMPONENT DEGRADATION MEASUREMENT

Another application of the bench is to test specific component such as filters, LNB, TWTA, etc.

As example, the figure shows the performance and degradation due to specific payload filtering. In this example, the filter used doesn't introduce significant degradation and it could be possible to relax its specifications (in line with the link budget losses associated with this filter).

As the input/output of each rack is standardised, it is very easy to integrate and test commercial equipment as well as breadboards or engineering models.



5 CONCLUSION

Within the framework of ATF project, CNES is developing a bench called BST to study transmission satellite systems as well as degradation due to specific element of the transmission chain. This bench is principally devoted to the analysis of multimedia satellite systems and it could represent up to fifteen interferers taking into account adjacent and co-frequency beams. Specific components have been developed which are now available and could serve for many applications even in non-satellite systems.

Robust control of a high speed test bench for mechanical structures

Valérie POMMIER-BUDINGER[‡], Xavier Carbonneau[‡],
Jean-Luc LATAILLADE* and Alain OUSTALOUP[†]

[‡]ENSICA - 1, Place Blouin, 31056 Toulouse - France
fax: +33 (0)561 618 686
e-mail: valerie.pommier@ensica.fr
LAMEFIP – ENSAM – Esplanade des Arts et Métiers,
33405 Talence - France
[†]LAP – Université de Bordeaux I, 351 cours de la Libération,
33405 Talence - France

Abstract

This paper presents a high speed test bench in project and the control system design that permits to use as well as possible this test device. The test bench is made of a hydraulic actuator whose cylinder is linked to a mechanical structure to be tested. The tested structure is to be compressed by the actuator whose cylinder position is controlled and follows a given trajectory. The control system must take into account the fact that the parameters of the tested structure are not well-known and change during the test.

This paper also presents the different test devices available in two laboratories at ENSICA and ENSAM

Introduction

Tests are often to be achieved under specifications such as velocity, force or temperature. In order to guaranty these specifications, control system design is a precious tool. Control system design requires modelling all the devices: the test machine, the sensors and the tested structure. This is not so easy concerning the tested structure.

Indeed, when the objective of the test is to determine the structure characteristics, it is difficult to have a model with genuine parameters.

Besides, even if you know the parameters that characterize the tested structure, you have to take into account the fact that these parameters may vary during the test.

So any control system can not be chosen to guaranty the performance. Robust control is a control system design that permits to take into account the parameters variations of the model.

The part 1 of this paper introduces a robust control system design that is applied to a hydraulic test bench that will be part of the test devices of LAMEFIP-ENSAM. The test bench includes a hydraulic actuator whose cylinder is linked to the mechanical structure to be tested. The tested structure is compressed by the actuator at constant velocity in order to determine its characteristics. The control system must take into account the fact that the parameters of the tested structure are not well-known and change during the test

The parts 2 & 3 of the paper introduce some other test devices that are available at ENSICA and ENSAM.

1 - Benefits of robust control for test devices

1.1 - What is robust control ?

The design of a control law requires a model of the process to control. The model can only be imperfect. However it is used in order to design control and to guaranty stability, stability margins, precision, performance,…

Thus it is legitimate to question oneself on the behaviour of the control system with respect to the model uncertainties. A property of control is said to be robust if it is maintained in spite of the model uncertainties. It is possible to check *a posteriori* the behaviour of the control system with respect to uncertainties but it would be a saving in time and in money to design a control system that permits to take into account the uncertainties of the model *a priori*. This is the objective of the robust control.

Different methodologies of robust control have been developed. The methodology proposed in this article is the CRONE control system design.

1.2 - The CRONE control system design

CRONE (the French acronym of "Commande Robuste d'Ordre Non Entier") control system design [1] is a frequency-domain based methodology, using complex fractional differentiation [2]. It permits the robust control of perturbed linear plants using the common unity feedback configuration. It consists on determining the nominal and optimal open-loop transfer function that guaranties the required specifications. This methodology uses fractional derivative orders (real or complex) as high level parameters that make you easy the design and optimization of the control-system. Here is an example of fractional transfer function:

$$\beta(s) = \left[\cosh\left(b\frac{\pi}{2}\right)\right]^{-1} \Re_{/\mathrm{i}}\left[\left(\frac{\omega_{\mathrm{cg}}}{s}\right)^{n}\right]$$

with $n = a + \mathrm{i}b \in C_i$ and $s = \sigma + \mathrm{j}\omega \in C_j$.

Three Crone control generations have been developed, successively extending the application fields. The third generation CRONE methodology can be described in five points:

1 - You determine the nominal plant transfer function and the uncertainty domains. For a given frequency, an uncertainty domain is the smallest hull including the possible frequency responses of the plant. The use of the edge of the domains permits to take into account the uncertainty with the smallest number of data.

2 - You specify some parameters of the open-loop transfer function defined for the nominal state of the plant, for example the specifications at low and high frequencies.

3 - You specify the required specifications that you would like to obtain.

4 - Using the nominal plant locus and the uncertainty domains in the Nichols chart, you optimize the parameters of the fractional open-loop transfer function.

5 - The last point is the synthesis of the controller. While taking into account the plant right half-plane zeros and poles, the controller is deduced by frequency-domain system identification of the ratio of the fractional open-loop transfer function to the nominal plant function transfer. The resulting controller *K*(*s*) is a rational transfer function.

All the five points can be achieved using the CRONE Toolbox developed by the CRONE Team [3].

1.3 - Application to the test-bench

The principal element of this test bench is a hydraulic actuator that compresses a mechanical structure to be tested with a given profile of position. The validation tests of the control design method have been achieved on the hydraulic test-bench of figure 1 that is much smaller than the final test-bench of the LAMEFIP but that has the same equipment.



Figure 1 – Hydraulic test bench used for validation of the control design method

The dynamic system to control is at the same time nonlinear and uncertain, the mechanical structure being by definition unknown and likely to evolve during the test. The first work consists in establishing a nonlinear physical model of the bench of tests [4]. Then, although the structures to be tested are badly identified, it is necessary to establish a model - even uncertain - of these structures. It is chosen to model them by a mass-damping-spring set whose parameters vary in certain bounds. Then a set of linear models of the test bench is established using the linearised-tangent models around the various operating points and using the various parameters of the structure to be tested (Figure 2).

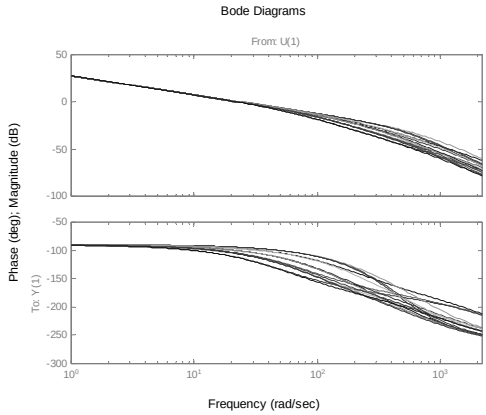


Figure 2 – Bode diagrams of the test-bench

From this set of models, one is known as "nominal" and uncertainty domains supplement the representation in the Nichols chart system (Figure 3).

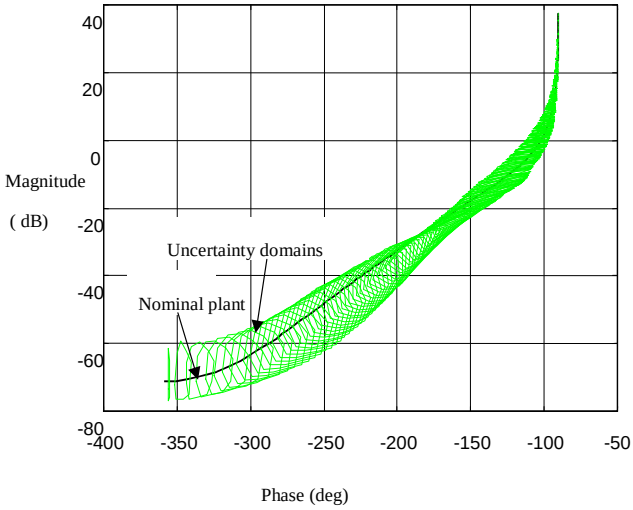


Figure 3 – Nichols diagram of the nominal plant with uncertainty domains.

The control law is then computed for the nominal model, but while taking into account of uncertainties in order to guarantee the stability and the performances of the linked system. Figure 4 shows an open-loop Nichols locus that tangents a magnitude contour and the uncertainty domains that are positioned compared to this contour in three different cases. For the cases (a) and (b), the uncertainty domains cross the magnitude contour, so performances guaranteed by the tangency of the contour (for example the overshoot of the response) are not achieved. On the other hand, for the case (c), the uncertainty domains are well-positioned and performance may be guaranteed in spite of the uncertainties.

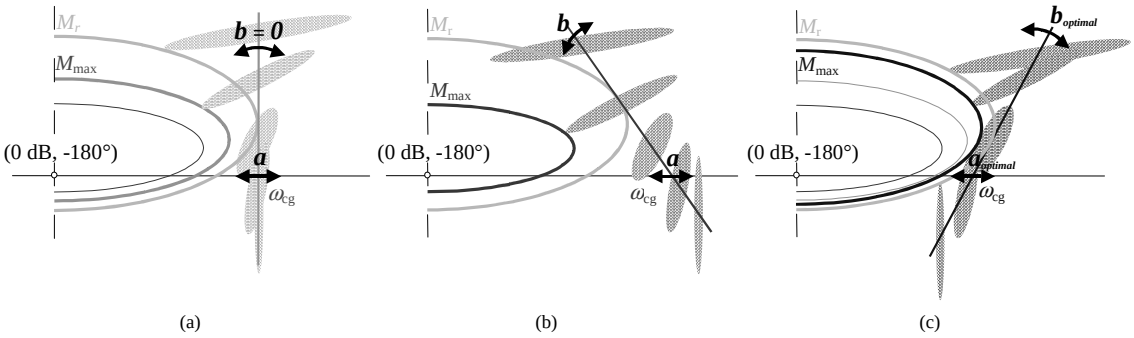


Figure 4 – Optimal open-loop Nichols locus to position the uncertainty domains

In the example of the test-bench, figure 4 presents the optimal open-loop Nichols with the uncertainty domains computed the various operating points and the various parameters of the structure to be tested.

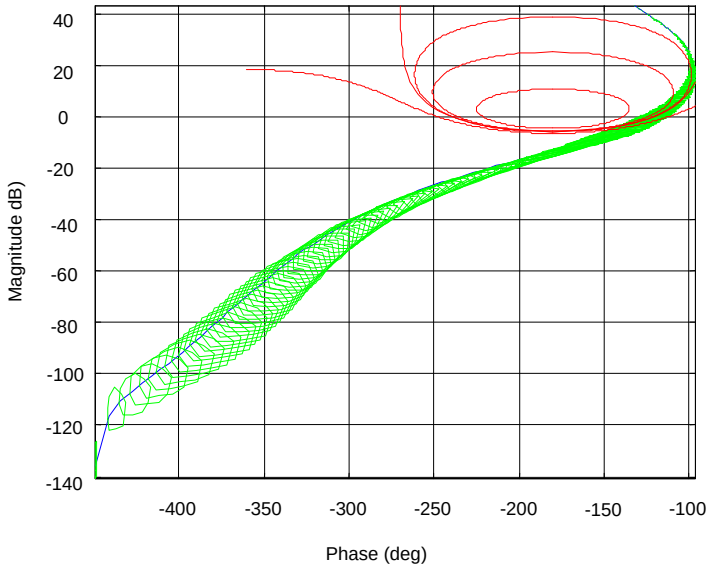


Figure 4 – Optimal open-loop Nichols locus of the test-bench

Validation tests have been achieved with tested structures represented by different masses. These tests show that the control strategy permits to guarantee good dynamic performance in spite of uncertainties (Figure 5).

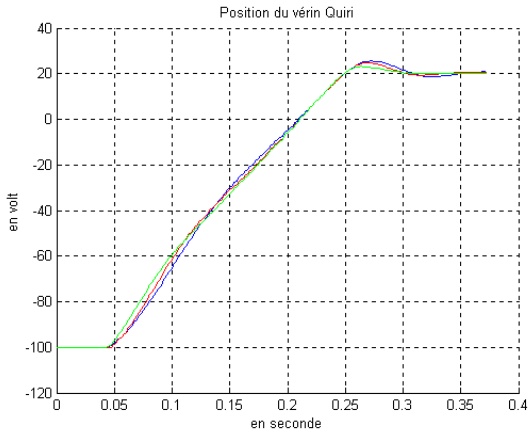


Figure 5 – Test results: controlled position for three different structures

1.4 - Conclusion

Robust control permits to take into account the uncertainty of the test bench. Thus tests can be achieved under better conditions and with good performance. The complexity of the control system is not much higher than with a classical PID and so robust control is benefic.

Bibliography:

[1] Oustaloup, A. & Mathieu, B. (1999) La commande CRONE du scalaire au multivariable. *Hermès.* Paris.

[2] S.G. Samko, A.A. Kilbas and O.I. Marichev (1993), « Fractional integrals and derivatives », Gordon and Breach Science Publishers.

[3] A.Oustaloup, & al, (2000), « The CRONE toolbox for Matlab», 11th IEEE International Symposium on Computer-Aided Control System Design, CACSD - Anchorage, Alaska, USA, September 25-27

[4] V. Pommier, (2002), « Commande non entière et commande robuste non linéaire d'un banc d'essais hydraulique », Thèse de l'Ecole Nationale Supérieure des Arts et Métiers.

2 - Test devices at ENSICA

Soufflerie S4 / S4 Wind Tunnel



- Type : soufflerie Eiffel à retour dans un hall
- Dimensions de la veine d'essai : elliptique

L x H = 3 m x 2 m, longueur 2,1 m

- Collecteur : contraction 5
- Motorisation : 3 ventilateurs 15 pales, 270 kW au total
- Vitesse max. : 40 m/s
- Équipements :
  - Balance inférieure MDG, dynamomètre 6 composantes
  - Montages 3 mâts, girouette 1 et 2, dard, effet de sol et table de traînée
  - Chaîne de mesure 32 voies, vélocimétrie laser

Équipement vidéo, laser et générateur de fumée

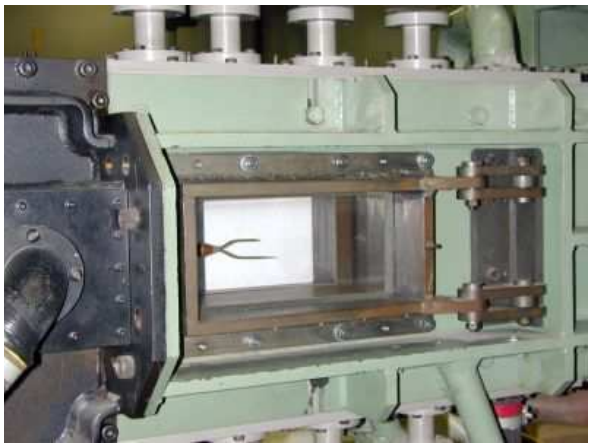
Souffleries supersoniques / Supersonic wind tunnels



Type : soufflerie continue par dépression

- Dimensions de la veine d'essai : 58 mm x 100 mm
- Motorisation : 4 pompes à vide capable d'un débit total de 4,2 kg/s
- Mach : 2,5 (N°1) et 2,75 (N°2)
- Équipements :
  - Hublots latéraux
  - Multimanomètre

Soufflerie transsonique / Transonic Wind tunnel



- Type : soufflerie continue par dépression à Mach variable
- Dimensions de la veine d'essai : 100 mm x 100 mm
- Motorisation : 4 pompes à vide capable d'un débit total de 4,2 kg/s
- Mach : 0,8 à 1,8
- Équipements :
  - Hublots latéraux
  - Montage porte dard
  - Strioscopie

Soufflerie verticale / Vertical Wind tunnel



- Type : Soufflerie à dépression
- Dimensions de la veine d'essai : Carrée 250 mm x 250 mm Longueur 1,2 m
- Collecteur : contraction 16
- Motorisation : 4 pompes à vide capable d'un débit total de 4,2 kg/s
- Vitesse max. : 60 m/s
- Équipements :
  - Jet chaud 350℃ par buse 16 mm à 100 m/s
  - Vélocimétrie laser, fil chaud 3 composantes, fil froid
  - Table de déplacement 2D et 3D pour les mesures optiques

Soufflerie à Densité Variable (SDV) / Variable Density Wind Tunnel

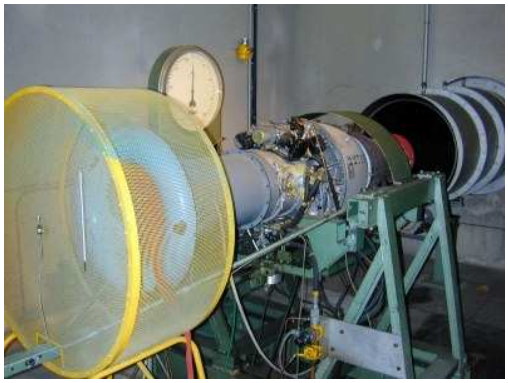


- Dimensions de la veine d'essai :

rectangulaire L x H = 500 mm x 350 mm, longueur 1 m

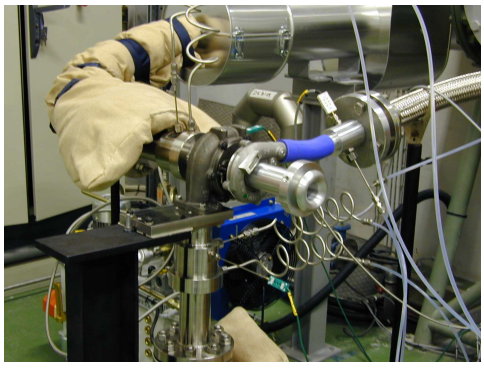
- Collecteur : contraction 10
- Motorisation : Ventilateur 7 pales, 67 kW
- Vitesse Max : 80 m/s
- Équipements :
  - Balance de plafond &plus mn; 180° à 3 composantes (X,Z et M), 3 gammes d'efforts
  - Hublots latéraux et supérieurs, hublot pour visualisation Infra-Rouge
  - Montage pivot

Banc Marboré



- Type : banc d'essai réacteur
- Poussée maximale : 450 daN
- Alimentation : gavage kérosène sous 0,3 bar
- Équipements :
  - mesures de pressions et de températures
  - mesure de la consommation
  - mesure de la poussée

Banc PTM



- Banc d'essais petites turbomachines.
- Alimentation en air chaud 900K
- Pression 8 bars
- Débit maximum 500 g/s.

3 - Test devices at LAMEFIP

Machine servo-hydraulique d'essai de traction-compression - Instron 8500



Paramètres mesurés et contrôlés :

- mesure de la force par capteur de force à jauges résistives.

Deux cellules de charge disponibles : +/- 10 kN et +/- 100 kN.

- mesure du déplacement de la tige du vérin par capteur inductif (de +/-50 mm).
- mesure des déformations par extensomètre à couteaux bases de mesure : 12.5, 25 et 50 mm.

Capacité :

- en traction-compression : +/- 100 kN
- course du vérin : 100 mm

Nota : capacité du bâti : +/- 250 kN

Température :

Essais à température ambiante, possibilité d'adapter un système de maintien en température.

Système d'asservissement Instron, série 8500

- asservissement de l'amplitude et de la valeur moyenne de la force ou du déplacement ou de la déformation (un paramètre au choix est asservi, un des deux autres est contrôlé).

Géométrie des éprouvettes (ou des pièces) :

Selon la demande. La longueur sous charge ne doit pas dépasser 1160 mm.

Dispositif de serrage des éprouvettes :

Mors hydrauliques

Chargements possibles :

- essais monotones, rampes charge-décharge,
- essais cycliques à fréquence inférieure à 50 Hz (selon l'amplitude du déplacement du vérin).

Plusieurs forme de chargements cycliques sont possibles : sinus, triangle, trapèze.

Arrêt de l'essai :

- nombre de cycles.
- dérive du paramètre contrôlé au delà d'un seuil fixé par l'utilisateur (détection de la variation de raideur de la pièce en cours d'essai)

Vibrophore AMSLER



Paramètres mesurés et contrôlés :

- mesure de la force axiale par un capteur à jauges de déformation.
- asservissement de l'amplitude et de la valeur moyenne de la force.

Capacité :

- pour la charge axiale, deux gammes d'effort : 20 kN ou 100 kN crête à crête.
- fréquence de fonctionnement comprise entre 60 et 300 Hz.
- allongement maximum de l'éprouvette ou de la structure testée ~ 0.3 mm

Température :

Essais à température ambiante, possibilité d'adapter un système de maintien en température.

Géométrie des éprouvettes :

Différents dispositifs d'amarrage permettent de réaliser des essais sur éprouvettes ou sur éléments de construction.

Quelques exemples:

- traction-compression sur éprouvette cylindrique à tête filetée,
- traction-compression sur fil ou sur élément de structure,
- torsion sur éprouvette dont les extrémités sont équipées d'anneaux frettés,
- flexion 3 ou 4 appuis de barreaux cylindriques ou plats,
- flexion de tôles minces.

Chargements possibles :

Traction-compression, torsion ou flexion:

- essais sinusoïdaux alternés ou non en traction, torsion, flexion.
- essais sinusoïdaux par blocs successifs d'une même sollicitation, définis par leur durée (nombre de cycles), l'amplitude et la valeur moyenne de la charge axiale.

Arrêt de l'essai :

- nombre de cycles.
- détection de fissure par mesure de la variation de raideur de l'éprouvette (profondeur de fissure détectée de ~1 mm pour un diamètre utile de 12 mm).

Pulsateur WOLPERT



Paramètres mesurés et contrôlés:

- mesure de la force par capteur inductif (+/- 300 KN).
- mesure du déplacement par capteur inductif (de +/- 5 mm à +/- 125 mm).
- mesure des déformations : capteur inductif d'extensométrie (allongement maximum +/- 1 mm) ou instrumentation par jauges résistives.

Capacité :

- en traction-compression : +/- 300 kN
- course du vérin : 250 mm
- vitesse maximale de déplacement du vérin : 5.8 mm/s en montée, 8.3 mm/s en descente.

Température :

Essais à température ambiante, possibilité d'adapter un système de maintien en température.

Géométrie des éprouvettes :

Différents dispositifs d'amarrage permettent de réaliser des essais sur des éprouvettes ou sur des éléments de construction.

Exemples :

- traction-compression sur éprouvette cylindriques ou parallélépipédiques,
- traction-compression sur fil ou sur élément de structure,
- torsion ou flexion d'éprouvette ou de plaque.

Longueur maxi sous charge 970 mm.

Chargements possibles :

Traction-compression (ou torsion, ou flexion avec des montages mécaniques spécifiques) :

- essais monotones (rampes et paliers): définis par une consigne de départ, une consigne d'arrivée et une durée.
- essais cycliques à fréquence inférieure à 5 Hz (selon l'amplitude du déplacement du vérin) : définis par leur durée (nombre de cycles) et leur fréquence, l'amplitude et la valeur moyenne du paramètre asservi.

Plusieurs forme de chargements cycliques sont possibles : sinus, triangle, trapèze.

Arrêt de l'essai :

- nombre de cycles.
- dépassement de la consigne du paramètre contrôlé (détection de la variation de raideur de la pièce en cours d'essai).

Machine d'essai de fatigue en flexion plane



Paramètres mesurés et contrôlés :
Asservissement du moment de flexion en valeur moyenne et en amplitude.

Principe :
- L'éprouvette constitue le ressort d'un système masse-ressort mis en auto-oscillations par un excitateur électrodynamique.
- Encastrée à sa partie inférieure dans un support dynamométrique, l'éprouvette est sollicitée en flexion pure (type flexion 4 appuis) par l'intermédiaire d'un levier solidaire de sa partie supérieure.

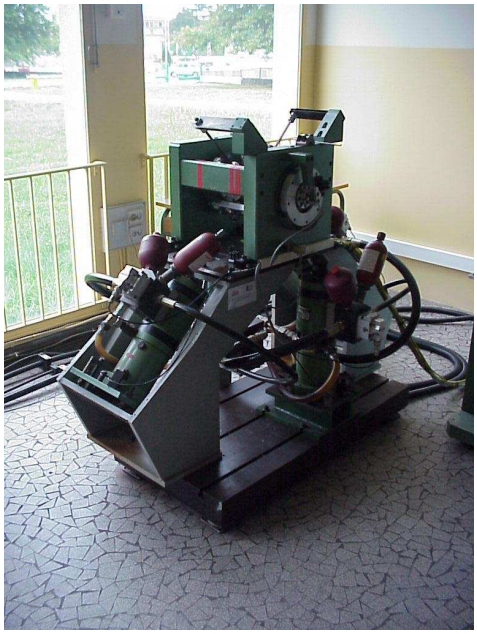
Capacité :
- moment de flexion dynamique maximum 1000 Nm crête à crête
- moment de flexion maximum 1000 Nm
- déformation maximum de l'éprouvette : 0,03 rad

Fréquence de fonctionnement :
De 50 à 120 Hz suivant la raideur de l'éprouvette ; ajustage possible par masselottes.

Arrêt de l'essai :
- détection d'un écart réglable entre la consigne et la mesure.
- dérive de la fréquence des auto-oscillations (perte de raideur de l'éprouvette).
- nombre de cycles programmé atteint.

Géométrie des éprouvettes :
- longueur 150 mm
- section inscrite dans un cylindre de diamètre 28 mm
- zone utile de longueur 50 mm

Machine servo-hydraulique d'essai de fatigue en flexion torsion combinées



Paramètres mesurés et contrôlés :

- mesure des moments: capteurs à jauges de déformation situés près des mors d'amarrage de l'éprouvette, dans la zone à moments constants
(deux gammes de mesure pour chaque moment 0-90 Nm ou 0-165 Nm).
- mesure des déplacements des vérins: capteurs inductifs situés dans le corps des vérins.
- mesure des déplacements de l'éprouvette: capteurs sans contact situés au niveau des mors d'amarrage de l'éprouvette (pour la flexion) et près de la tête du vérin de torsion.

Principe :

L'éprouvette est fixe, soumise à de la flexion quatre appuis (sans effort tranchant), une extrémité de l'éprouvette est encastrée en torsion.

- flexion rotative: 2 vérins coplanaires perpendiculaires agissent déphasés de 90°, l'éprouvette est soumise à un moment tournant.
- flexion rotative dissymétrique: une valeur moyenne est superposée sur chaque vérin de flexion.
- flexion plane: soit les 2 vérins agissent en phase, avec ou sans valeur moyenne; soit un seul vérin est actif.
- torsion: l'extrémité mobile de l'éprouvette est soumise à un moment de torsion généré par un troisième vérin.

Capacité :

- 210 Nm en flexion plane, 150 Nm en flexion rotative,
- 150 Nm en torsion.
- fréquences de fonctionnement comprises entre 0 et 60 Hz.

Paramètres mesurés et contrôlés :

- mesure des moments: capteurs à jauges de déformation situés près des mors d'amarrage de l'éprouvette, dans la zone à moments constants
(deux gammes de mesure pour chaque moment 0-90 Nm ou 0-165 Nm).
- mesure des déplacements des vérins: capteurs inductifs situés dans le corps des vérins.
- mesure des déplacements de l'éprouvette: capteurs sans contact situés au niveau des mors d'amarrage de l'éprouvette (pour la flexion) et près de la tête du vérin de

torsion.

- asservissement de chaque moment en amplitude, valeur moyenne et phase (de 0 à 90°).

Géométrie des éprouvettes :

- longueur 100 à 120 mm.
- éprouvettes cylindriques : diamètre des queues compis entre 16 et 20 mm, zone active de section circulaire et diamètre au choix.
- possibilité d'adapter des éprouvettes parallélépipédiques.

Chargements possibles :

Flexion ou torsion ou flexion-torsion combinées :

- essais monotones: un ou plusieurs blocs programmés définis par une consigne de départ, une consigne d'arrivée et une durée (consignes en moments).
- essais cycliques de fréquences comprises entre 1 et 60 Hz : un ou plusieurs blocs programmés définis par leur durée (nombre de cycles) et la fréquence, l'amplitude, la valeur moyenne et la phase de chaque moment.
- essais "pseudo-aléatoires" : l'évolution temporelle des moments est telle que sa décomposition en série de Fourier a une fréquence fondamentale comprise entre 10 et 60 Hz ; l'harmonique de plus haut rang ne doit pas dépasser 60 Hz. La forme du signal est asservie en continu. Possibilité de programmer des blocs successifs avec différents spectres de chargement.

Arrêt de l'essai :

- nombre de cycles.
- détection de fissure: mesure de la variation de raideur de l'éprouvette (profondeur de 0.5 mm pour un diamètre actif de 10 mm).

BACK

IENA PACKET FORMAT

JP.CATURLA

AIRBUS INTEGRATION TEST CENTRE

Abstract :

To increase the quality and the pertinence of the test results provided to design offices, Airbus launched the ambitious project named IENA (Installation d'Essais Nouveaux Avions = Flight test Installation for New Aircrafts)

This project leads to a complete review of the acquisition, recording and data processing format.

The name of the new data format defined by Airbus is 'IENA PACKET'. The goal is to carry under one unique format all the measures provided by flight test equipments with an accurate time tagging and minimum data.

This paper describes the format of 'IENA PACKET' which will be used as a standard by all new test installation equipments.

Introduce :

The IENA high level principle that led the IENA PACKET format are:

- The test installation provide an unique time base (GPS or internal) to the acquisition and recording systems. All test means (flight ,ground and external) are synchronised with the same time source. A parameter is time stamped with the time of its creation
- The recording data process are either continuously (Sample frequency or repetitively cycle) or on asynchronous event
- Test installation means and decoder exploitation tools have one unique data stream format

The next part of this article describes and emphasises all fields of the IENA PACKETS format.

IENA PACKET format

An IENA packet can be seen as the composition of two optimised main structures:

- The HEADER field which contain the necessary data used by Flight Test Installation to carry the information to the right receivers. Those structures are fully described in the data base of each equipment. The header field contains seven 16 bits words.
- The PARAMETERS field is a set of parameters that IENA system produce and transmit to receivers across IENA network.

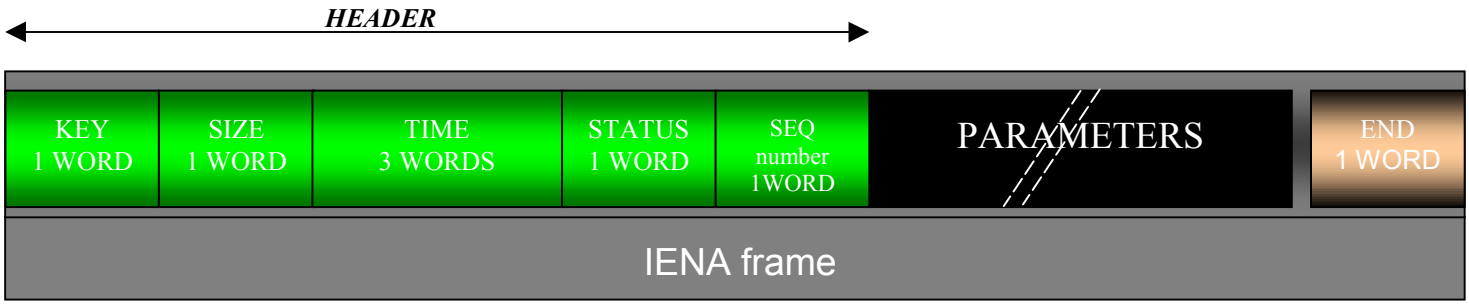


Figure 1 : IENA PACKET

The KEY field

The key field identifies the packet. This field is used to select a group or a family of parameters.

For example one key could group analog parameters with one given sample acquisition frequency. (An analog parameter could be a temperature, strain gage….)

The SIZE field

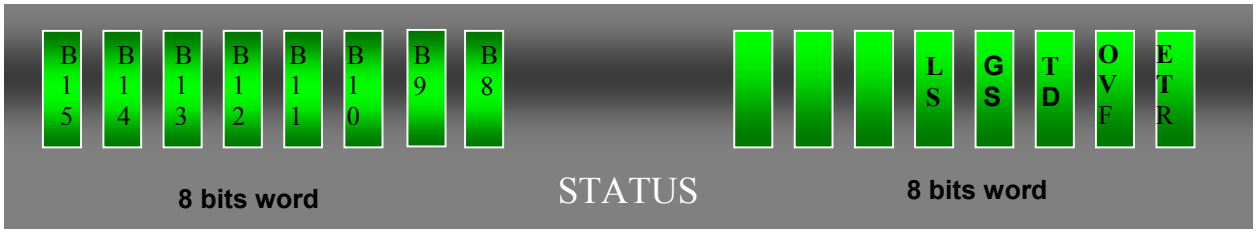
It gives the IENA packet length in 16 bits word. The size is computed from the KEY field to the END field.

Each size is controlled by the packet decoder tools before reading parameters in the current packet.

The TIME field

It gives the time tag of the packet creation value. It represents the number of µ seconds (time accuracy) since the 1st of January of the current year.

The STATUS field



KEY STATUS

EQUIPMENT STATUS

Key status

- B15 Static Key selector :
  1 : means static key
  0 : means not static key

The static status bits given by a data base are set by test equipments. These bits are defined for each key.
A static Key contain only synchronous parameter (Produce with synchronous sample frequency). The arrangement in the static key is always the same for one test installation programming.

- B14 Parameter Selector for onboard test computer:
  1 : ignored
  0 : Computed
- B13 Message Key structure :
  1 : means “message” key structure
  0 : means not “message’ key structure
- B12 DELAY field selector :
  1 : means “DELAY” field is used for all parameters carried in one key
  0 : means “DELAY” field isn’t used for all parameters carried in one key

- B11 onboard test computer transmitted data :
  “1”: means onboard test computer produce parameters for an other test equipment
  “0”: other case
- B10-B8 Standard Key size :
  It gives the size (in word) for all parameters in the key.

Equipment status

The equipement status is updated by the different test mean that produce data reflects the state of dedicated key. The signification of each bit is written next :

- ETR reflects real time status.
- OVF indicates an over flow error.

- TD:

  "0" means that the parameters are producing by the acquisition systems

  "1" means that the parameter are producing by onboard computer "telemetry"
- GS: Global synchronisation status

  "1" synchro loss.

  "0" ok.
- LS: Local synchronisation status

  "1" synchronisation loss.

  "0" ok.

The SEQ_NUM field

Each key has his own SEQUENCE NUMBER counter which shall be incremented before every KEY creation.

It's a 16 bits circular counter.

This field is controlled by all IENA packet decoders to watch the lost packets in the FTI network.

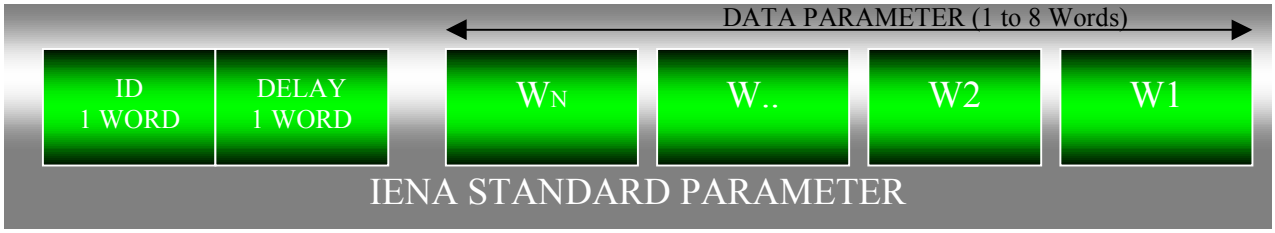
The PARAMETERS field

The PARAMETERS field is a set of parameters that IENA system produce and transmit to receivers across IENA network. A parameter is identified by the ID field, it contain useful data or measures.

- The "Standard parameter" is used to carry either analog, status or bus parameters.
- The " Message parameter" is used to carry bus (RS232/422/485, ARINC429, AFDX, CAN …) frame parameters.

Standard Parameter

The general structure of standard parameter is given hereafter :



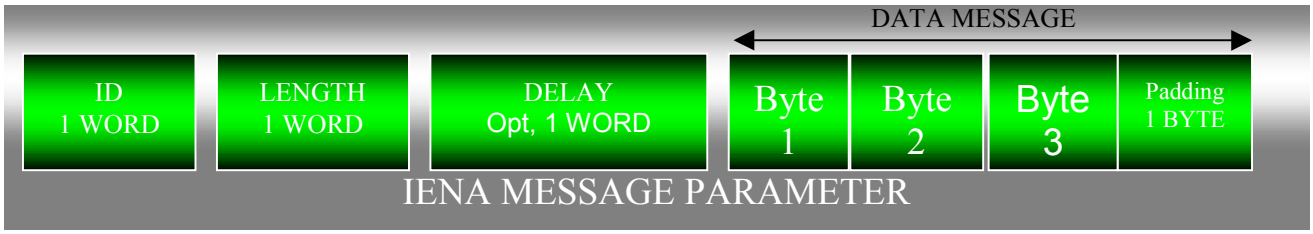
a) **ID** field identifies the parameter in one IENA packet. This is an optional field, this structure is defined by the data base. The ID field is unique in all programming version of test installation.

b) **DELAY** field specify the delay (in µs) between the packet creation time and parameter acquisition time.
The allowed values are from 0 to 65535 µs.
Parameter time tag = packet creation TIME + parameter DELAY.
This is an optional field which is defined by the data base.

c) **DATA field** is dedicated to carry either an acquired or internal parameter. It's a mandatory field.
The number of word which constitutes the data is given by the data base.

Message Parameter

The message parameter is often used to carry frame data on ARINC429, RS232/422/485, CAN or AFDX buses.
The general description is given hereafter :



a) **ID** field identifies the parameter in one IENA packet. The ID field is mandatory and unique in all programming version of test installation.

b) **LENGTH** specifies the size of data parameter in byte excluding padding byte. This is a mandatory field.

c) **Delay** field gives the time difference between IENA packet creation and acquired data.

d) **DATA field** is dedicated to carry either an acquired or internal parameter. It's a mandatory field. All data are right justified . A padding byte is added at the end of this field when the length isn't 16 bits aligned.

The END field

It's a mandatory field. The default value given by the data base is 0XDEAD.

IENA PACKET rules

Parameter rules

- Acquisition equipments could produce in one packet synchronous parameters with several sampling frequency.
- The more often we found in the same packet only analog parameters with the same sample frequency. This method optimize the decoding processing time.
- The standard analog parameter packets don't carry delay and identifier.
- The analog parameters have always the same position in the packet.
- An identifier is only in one packet.

Key Rules

The standard parameters carried in a same key shall have the same size and the same structure.

PARAMETER DESCRIPTION

This array describes in detail parameter types and the structure associated.

Parameter type	ID	DELAY	DATA PARAMETER	commentary
Analog parameter	Optional	Optional	1 word	The more often the delay and ID are not used. In this case, the arrangement of parameters is static
ARINC 429 Bus standard parameter	Mandatory	Mandatory	2 words: STATUS 8 bits | ARINC DATA 24 bits	
ARINC 429 Bus FIFO parameter	Mandatory	Mandatory	2 words: LABEL 8 bits | ARINC DATA 24 bits	
ARINC standard parameter PROCESSING mode	Mandatory	Mandatory	1 up to 8 words	The number of data words depends of the processing application
ARINC message parameter PROCESSING mode	Mandatory	Optional		The number of data words is dynamic. In this case the length field shall be used.
RS232/422/485 bus PROCESSING mode	Mandatory	Optional	1 up to 8 words	The delay is included in one of data words.
RS message parameter PROCESSING mode	Mandatory	Optional		The number of data words is dynamic. In this case the length field shall be used.
CAN parameter	Mandatory	Mandatory	6 words	
Frequency Count Period parameter	Mandatory	Mandatory	2 words	
DISCRETE parameter	Mandatory	Mandatory	1 Word: STATUS 4 bits | 12 bits (12 Discretes) right justified	
AFDX parameter Queuing mode	Mandatory	Optional	AFDX Payload Left justified | PADDING byte	The acquisition time of a given frame shall be written in the IENA header field.
AFDX parameter Sampling mode (single or multi PAYLOAD)	Mandatory	Optional	AFDX Payload Left justified | PADDING byte	The acquisition time of a given frame shall be written in the IENA header field.
AFDX parameter Not acquired data	Mandatory	Optional	Statistic & network quality information's	

Conclusion :

The ‘IENA Packets’ is the standard AIRBUS for flight and ground test installations. This data format answers to the new request of asynchronous time tagged data produced by the test equipments. The characteristics of ‘IENA Packets’ optimize the tests means and the tools decoding for analysis.
.

DASSAULT AVIATION

Division DÉFENSE

UTILISATION de CAMERAS NUMERIQUES pour les essais en vol

Hervé BERTAIL
DASSAULT AVIATION -DIRECTION DES ESSAIS EN VOL
33260 La Teste Cedex

CAZ/DEV 03. 34 25_P_2/03

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

RÉSUMÉ:

Dans le cadre des essais en vol de Dassault Aviation, l'utilisation des caméras est très répandue.

Les essais d'armement restent le domaine ou l'utilisation des caméras est le plus contraignant. Elles sont utilisées comme moyen de mesure tout en filmant des phénomènes à fort dynamique. Jusqu'à ce jour des caméras film 16 mm sont utilisées.

Une évaluation de caméras numériques a permis d'obtenir des images de très bonne qualité qui répondent aux exigences nécessaires des essais en vol d'armement.

Toutefois, certains points n'ont pas encore été évalués en vol, en particulier la tenue à basse température ou dans une ambiance électromagnétique sévère.

Ce marché, en pleine évolution, permettra sûrement d'obtenir dans les mois à venir un produit qui convient parfaitement à nos besoins pour un prix raisonnable.

ABSTRACT :

Cameras are currently used for flight tests at Dassault Aviation.

From this point of view, armament tests are the most constraining ones. Up to now, 16 mm cameras are used as a measurement means for highly dynamic phenomenons.

A digital cameras evaluation gave very good quality pictures, meeting armament flight tests requirements.

Nevertheless, some points are not yet evaluated in flight, particularly resistance at low temperature and electromagnetic environment.

The highly evolutive cameras market will certainly give us, in the months to come, a product suitable for our needs at a reasonable price.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

TABLE DES MATIÈRES

1. INTRODUCTION....4

2. CONTEXTE DES ESSAIS....5

3. LES BESOINS ET LES CONTRAINTES....7

3.1 REMPLACEMENT DES CAMERAS FILMS 16MM PAR DES CAMERAS NUMERIQUES....7
3.2 CONTRAINTES IMPOSEES PAR LES ESSAIS EN VOL....7

4. CHOIX DE LA CAMERA....9

3.1 DEMARCHE DU CHOIX DE LA CAMERA A EVALUER....9
3.2 CHOIX DE LA CAMERA....9

5. LES ESSAIS....10

5.1 ESSAIS PRELIMINAIRES ET ADAPTATIONS....10
5.2 ESSAIS EN VOL....10

6. CONCLUSION....15

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

1. INTRODUCTION

Dans le cadre des essais en vol, l'utilisation des caméras vidéo est très répandue. Elles sont utilisées comme moyen de contrôle, de surveillance ou de mesure. En fonction du type d'essai et du besoin on peut aussi bien utiliser des caméras vidéo grand public que des caméras spécifiques grandes vitesses.

Les essais d'armement restent le domaine, ou l'utilisation des caméras est le plus contraignant.

Elles sont utilisées comme moyen de mesure tout en filmant des phénomènes à forte dynamique

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

2. CONTEXTE DES ESSAIS

Le but des essais en vol d'armement est :

- d'ouvrir les domaines de séparation ou de tir des armements (missiles, roquettes bombes, canons, torpilles, leurres) ou d'emports (réservoirs)
- de vérifier la conduite de tir par un tir global qui permet de valider les algorithmes, les I.H.M. et de déterminer la précision du système.

L'ouverture de domaines de tir et de séparation consiste à déterminer le domaine de vol dans lequel :

- la sécurité de l'avion est garantie
- l'armement a un comportement correct après la séparation.

On utilise des caméras films 16 mm pour déterminer la trajectoire et les attitudes de ces armements grâce à un logiciel de trajectographie.

Ces caméras sont implantées dans des pods spécifiques : soit des bidons spécialement aménagés, soit des carénages spécifiques de volume réduit

Bidons



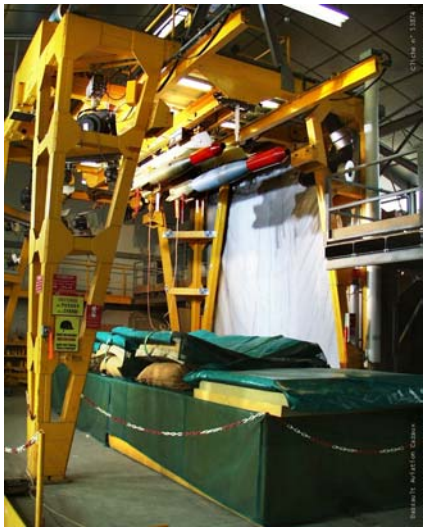
Carénages spécifiques



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Avant les essais en vol, des essais au sol sont réalisés pour contrôler les réglages, déterminer les vitesses d'éjection ou mesurer les efforts dus au tir.

Essais au sol sous portique



Essais au sol sous avion



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

3. LES BESOINS ET LES CONTRAINTES

3.1 Remplacement des caméras films 16mm par des caméras numériques.

L'étude du remplacement des caméras films par des caméras numériques a été menée pour deux raisons :

- le matériel en service est vieillissant (développeuse, caméras embarquées, analyseur de films) ou la pérennité des produits n'est pas assurée à long terme (films argentiques)

.

- l'utilisation d'une technologie moderne permettant de gagner en souplesse d'utilisation (mise en œuvre simplifiée, phase de développement supprimée), d'obtenir rapidement des images à la fin de l'essai et d'utiliser des logiciels de traitement d'images pour l'exploitation.

3.2 Contraintes imposées par les essais en vol

Ces caméras sont des moyens de mesures. Elles doivent avoir une définition de l'ordre de 1024 x 1024 pixels pour avoir une définition équivalente à celle d'un film 16mm et des vitesses allant de 50 à 250 images par seconde.

L'environnement d'utilisation est contraignant. La température peut passer de +60°C à -50 °C durant un vol, le facteur de charge maximal peut atteindre 9 g. Pour les vibrations, les matériels d'essai doivent répondre à la norme STD810E.

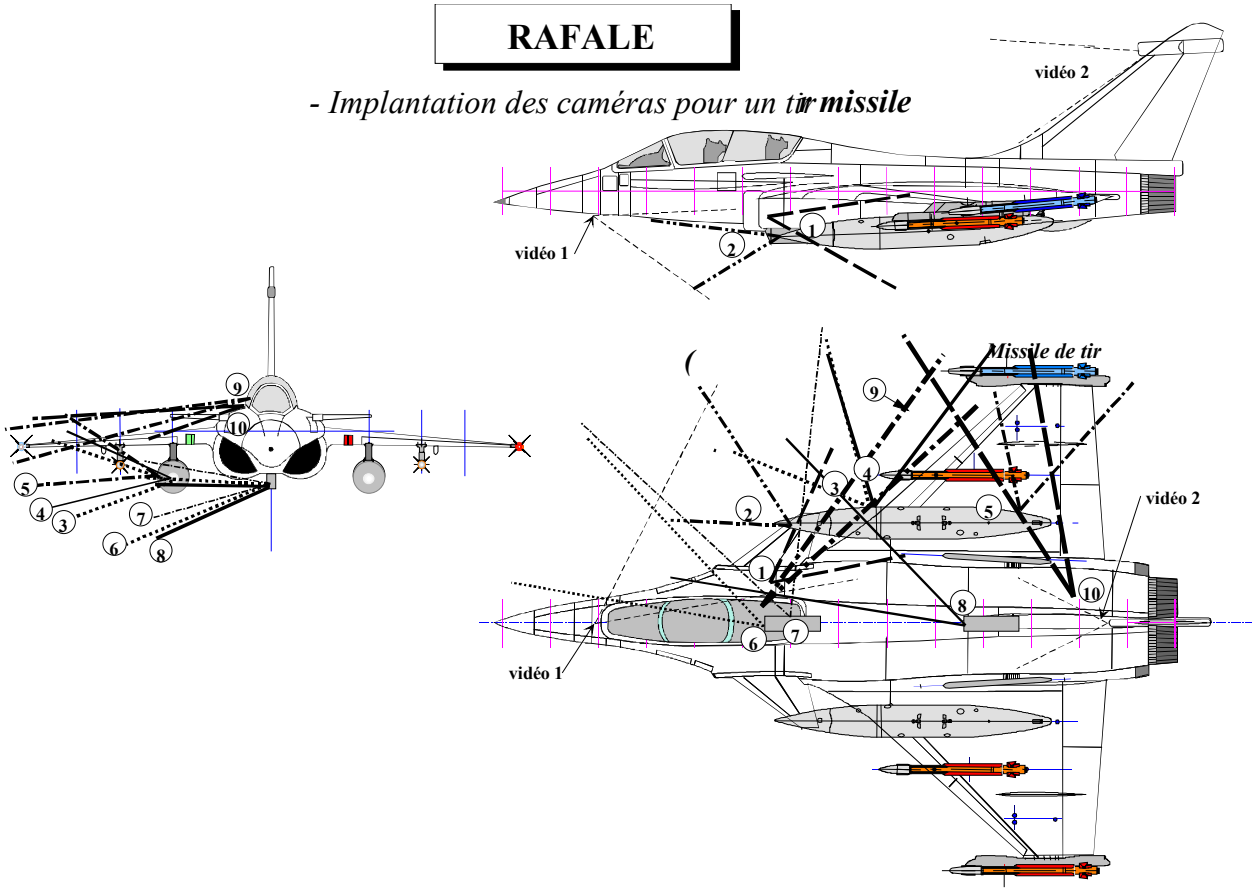
.

Les caméras doivent être capables de filmer des évènements à forte dynamique et à variation d'éclairage rapide. Certains missiles sont propulsés et peuvent avoir une accélération de 40 g au départ.

Le nombre de caméras utilisées peut varier de 6 à 14. Elles peuvent être implantées dans des volumes très réduits.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Exemple d'implantation caméras :



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

4. CHOIX DE LA CAMERA

4.1 Démarche du choix de la caméra à évaluer.

Nous avons recherché sur le marché des caméras numériques un produit qui se rapproche le plus de notre spécification de besoins.
C'est à dire :

- une définition de 1024x1024 pixels
- une vitesse de 50 à 250 images/seconde
- une autonomie de 20 secondes à 100 i/s
- la possibilité d'enregistrer des multi-séquences
- des images N&B, éventuellement en couleur
- une alimentation en 28v
- un volume faible (au maximum de 180x70x85 mm)
- deux informations d'entrée ;
    - *la préparation et la synchronisation de la base de temps,
    - *le déclenchement du stockage
- deux informations de sortie :
    - * un état de bon fonctionnement de la caméra
    - * une sortie vidéo standard
- un prix minimum

4.2 Choix de la caméra

Notre choix s'est porté sur une caméra disponible sur étagère et qui remplit presque toutes nos spécifications. Tout en ne pénalisant pas notre évaluation, nous avons regretté la capacité de la mémoire Ram trop faible (512Mo) et de ne pas pouvoir enregistrer de multi-séquences.

Compte tenu que cette caméra n'avait jamais été avionnée, nous avons été amenés à réaliser :

- des essais préliminaires en laboratoire ou sol pour vérifier son fonctionnement dans l'environnement de nos essais

- des adaptations pour la rendre compatible avec ces derniers.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

5. LES ESSAIS

5.1 Essais préliminaires et adaptations

5.1.1 Essais réalisés en laboratoire

Les essais suivants ont été réalisés pour explorer un domaine minimum d'utilisation:

- des essais d'ambiance vibratoire correspondant au spectre du gabarit de référence; le fonctionnement de la caméra est correct.
- des essais thermiques avec un balayage en température de + 22°C à -20°C représentatif d'un profil de vol : on constate alors une légère dégradation de l'image (fines stries verticales) en dessous de -15 °C.
- un essai d'accélération linéaire sous 9 g suivant l'axeZ : après l'essai, la caméra fonctionne correctement.

5.1.2 Essais réalisés au portique d'essais sol

Ces essais ont permis :

- d'évaluer la dynamique, la qualité et la définition de la caméra,
- de définir la procédure d'utilisation dans le contexte des essais en vol,
- de faire modifier la programmation de la caméra pour l'adapter aux contraintes des essais en vol.

A la fin de l'évaluation, il a été décidé de remplacer les six caméras 16 mm utilisées au portique par des caméras numériques. Elles sont actuellement opérationnelles et une trentaine d'essais ont été déjà réalisés dans cette configuration.

5.1.3 Autres essais sol

Ces caméras ont été également utilisées à la soufflerie S5 du CEAT pour des essais de séparation d'emport.
Elles ont aussi filmé des tirs canon au sol sur Super Étendard.

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

5.1.4 Adaptations

Les deux principales adaptations apportées sont :

- l'alimentation de la caméra par une batterie de 12V d'une autonomie de 6 heures.

L'utilisation de cette batterie permet de protéger des transitoires électriques et d'alimenter la caméra depuis sa préparation par armement du TRIGGER avant le vol jusqu'au déchargement de la mémoire RAM au retour.

- la modification du logiciel de programmation de la caméra.

Cette modification permet une utilisation plus souple dans l'environnement des essais en vol. Cette caméra a été développée au départ pour des essais en laboratoire. Il était donc prévu qu elle soit en permanence connectée à l'ordinateur qui permet sa programmation et le déchargement des séquences.

5.2 Essais en vol

Les caméras numériques ont été montées en parallèle avec les caméras films 16 mm.
Aucun essai spécifique n'a été programmé.

Depuis le début 2002, les caméras ont été essayées durant 13 vols sur trois types d'avions différents RAFALE, MIRAGE 2000 et MIRAGE F1 pour des essais concernant des armements divers (Missile AIR/AIR propulsé ou éjecté, bombes, Missiles AIR/SOL). Au cours de 8 vols, deux caméras ont été montées.

Ainsi 21 séquences ont été filmées

L'ensemble de ces essais a permis de constater que :

- la caméra fonctionne correctement
- son intégration mécanique dans les pods n'a posé aucun de problème
- la définition de l'image est bonne et suffisante
- la disponibilité d'une séquence après le vol est rapide
- les vitesses programmables sont parfaitement adaptées à nos essais

La grande souplesse d'utilisation et, dans le cas de cette caméra, l'utilisation des nos objectifs à monture C ont été appréciées.

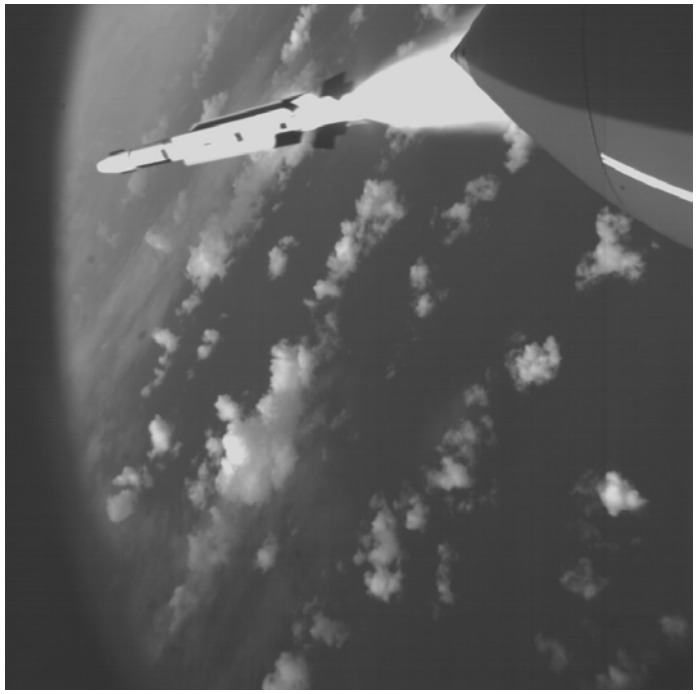
Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Par contre, les points pénalisants suivants sont à noter :

- autonomie limitée de la mémoire RAM à 512 Mo,
- impossibilité de réaliser plusieurs séquences,
- contraintes dues à l'utilisation d'une batterie standard
- impossibilité d'armer le TRIGGER et de recaler la base de temps en vol

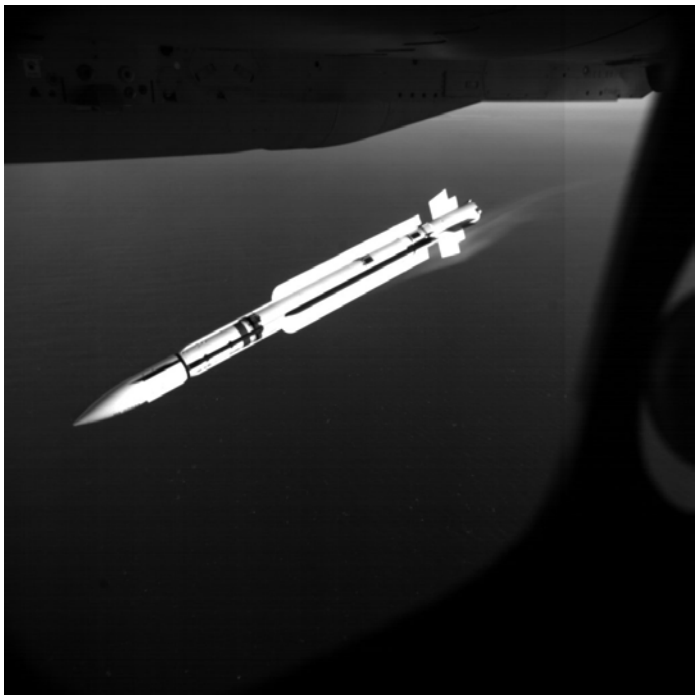
5.2.1 Exemples de photos extraites de différentes séquences

Tir d'un missile AIR/AIR propulsé.



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Tir d'un missile AIR/AIR éjecté

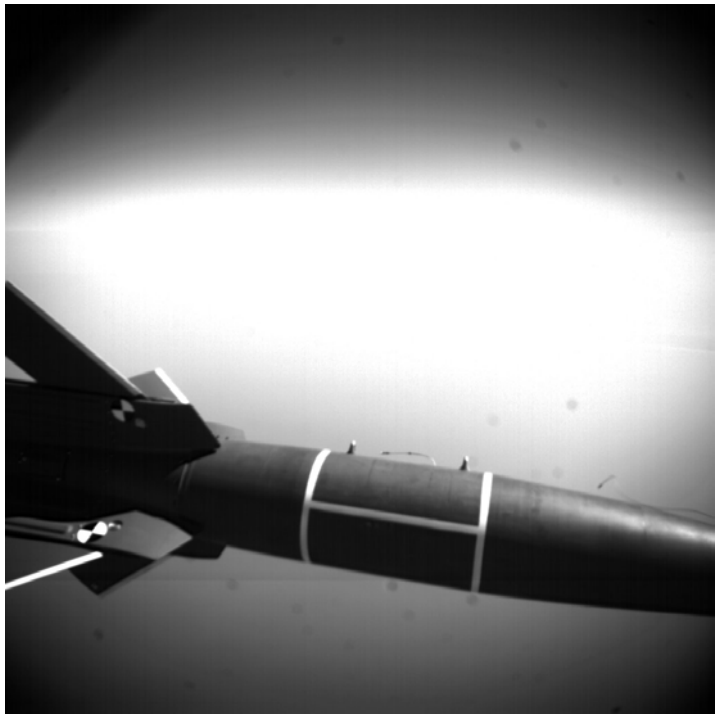


Tir d'un missile AIR/SOL.



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Tir d'une bombe



Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

6. CONCLUSION

Cette évaluation montre que la technologie des caméras numériques permet d'obtenir des images de très bonne qualité qui répondent aux exigences nécessaires des essais en vol d'armement.

Toutefois, certains points n'ont pas encore été évalués en vol, en particulier la tenue à basse température ou dans une ambiance électromagnétique sévère.

Le choix du stockage est à finaliser; il y a deux possibilités.

- soit un stockage sur une mémoire RAM, dans ce cas là on diminue le volume et le prix de la caméra.
- soit un stockage sur carte flash, dans ce cas, on augmente l'autonomie et on obtient très rapidement les séquences en fin de vol pour un prix et un volume supérieurs.

Ce marché, en pleine évolution, permettra sûrement d'obtenir dans les mois à venir un produit qui convient parfaitement à nos besoins pour un prix raisonnable.

H BERTAIL

Ce document est la propriété intellectuelle de DASSAULT AVIATION. Il ne peut être utilisé, reproduit, modifié ou communiqué sans son autorisation. DASSAULT AVIATION Proprietary Data.

Application de l'IEEE 1451.4 aux chaînes de mesures vibratoires A380

Nicolas DUPÉ – AIRBUS France
Integration Test Centre
Nicolas.dupe@airbus.com

Résumé

L'arrivée sur le marché de l'instrumentation de capteurs s'appuyant sur le concept 'Plug and Play' défini par la norme IEEE 1451.4 nous amène à repenser les chaînes d'acquisition vibro-acoustique embarquées sur nos avions de développement
La norme IEEE 1451.4 s'appuie sur un concept simple permettant d'associer à un capteur analogique une mémoire électronique appelée TEDS (Transducer Electronic Data Sheet) .
Cette mémoire de faible capacité contient les principales informations concernant le capteur: identification, informations métrologiques …
La lecture par la carte d'acquisition des informations contenues dans le TEDS permet d'assurer les fonctions d' auto-test et de paramétrage des algorithmes de compensation des différentes imperfections métrologiques du capteur .
Ce concept est aujourd'hui limité aux accéléromètres et microphones mais devrait dans l'avenir s'étendre à d'autres types de capteurs analogiques .

Introduction :

Dans le cadres des mesures de vibrations effectuées sur ses avions de développement, Airbus souhaite moderniser ses chaînes de mesures et adopter une technologies entièrement numérique.

- Numérisation du signal analogique délivré par le capteur.
- Traitement numérique du signal embarqué .
- Transmission sur bus numérique haut débit.
- Stockage du signal échantillonné sur média numérique .

Les accéléromètres utilisés sont de type IEPE (Piezo-électrique à électronique incorporée).
Ce type de capteur se caractérise par une très grande dispersion de sensibilité , celle-ci peut varier pour une même référence de capteur de ± 10% autour de la valeur nominale.
Sur la chaîne d'acquisition vibratoire actuelle ,cette très forte dispersion de sensibilité est compensé par un module amplificateur associé à l'accéléromètre .
Le gain de l'amplificateur est réglé spécifiquement pour corriger l'écart entre la sensibilité réelle et la sensibilité nominale du capteur qui lui est associé.
L'association capteur / amplificateur se fait en laboratoire au cours de la phase de contrôle métrologique, le couple ainsi formé ne doit en aucun cas être dissocié lors de sa mise en place sur avion sous peine de dégrader les spécifications métrologiques attendues.
Dans le pire des cas l'erreur peut atteindre ±20% ce qui n'est absolument pas accéptable.
En Phase de validation sur avion de la chaîne accélérométrie aucun moyen ne permet de détecter si le couple accéléromètre/ amplificateur est bien celui composé en laboratoire.

Capteur Intelligent IEEE 1451.4

Principe

Le standard IEEE1451.4 définit le concept du capteur intelligent 'Plug-and-Play' pour des capteurs purement analogiques tout en maintenant la compatibilité avec les chaînes d'acquisition ancienne génération.
Concrètement, le capteur analogique est transformé en 'Smart Sensor' en lui associant une mémoire électronique TEDS (Transducer Electronique Data Sheet) .
Cette mémoire de type EEPROM et de faible capacité 256 bits à 4K bits contient toutes les informations techniques concernant le capteur .
Dans le cas des accéléromètres IEPE (Integreted Electronic PiezoElectric) la liaison électrique entre le capteur et l'acquisition est constituée d'un cable bifilaire torsadé blindé. L'alimentation du capteur se faisant par une source à courant constant de 4 mA .

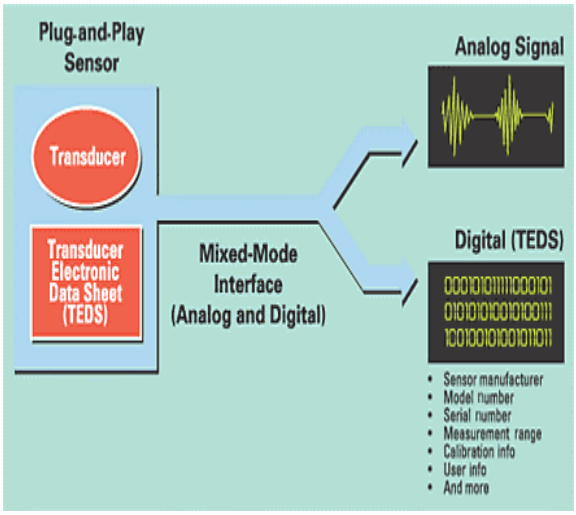


Figure 1: Capteur Plug and Play avec TEDS
La liaison bifilaire entre le capteur et l'unité d'acquisition fonctionne en 'Mixed Mode' ce qui autorise soit le transfert numérique des données contenues dans la mémoire TEDS soit la propagation du signal analogique délivré par l'accéléromètre.

Mode d'acquisition

Le mode d'acquisition d'un capteur IEEE 1451.4 est contrôlé par la polarité de son courant d'alimentation .
Le système d'acquisition doit posséder une interface capable de switcher le capteur du mode Analogique au mode Digital.

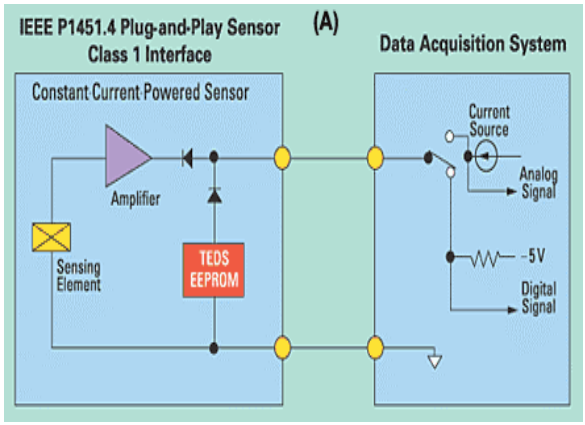


Figure 2: Class 1 Two-Wire Interface for IEPE Sensors.
En mode analogique l'alimentation de l'électronique du capteur est fournie par la source de courant 4 à 20 mA DC .
En mode numérique la ligne est tirée à un potentiel de -5V à -7Volts maximum

Mode analogique

L'accéléromètre ou microphone type IEPE est alimenté par une source à courant constant de + 4mA qui vient polariser uniquement l'électronique analogique du capteur, la partie numérique du capteur TEDS n'étant pas alimentée .
Dans ce mode le signal analogique dynamique provenant de l'élément sensible du capteur est superposée à la tension DC résultant de l'alimentation en courant du capteur.

Mode Digital

Lorsque le système d'acquisition switch en mode Digital, l'alimentation du capteur devient négative et uniquement la partie numérique du capteur EEPROM n'est activée .
Le signal transmis sur la liaison bifilaire torsadé blindé entre le capteur et l'interface IEEE1451.4 du système d'acquisition est un signal numérique ayant un débit maximum de 16.3Kbits/s. Ce débit maximum étant obtenu avec une distance capteur système d'acquisition inférieur à 1 mètre.
Pour des distances supérieures pouvant aller jusqu'à 100 m le débit est automatiquement réduit en fonction de la capacité du câble.

Transducer Electronic Data Sheet :

La norme IEEE1451.4 définit par type de capteur une description 'Template' des différents champs contenus dans la mémoire TEDS de façon à garantir la fonction Plug-And-Play de capteurs provenants de sources différentes .
Cette description faite par le Template est différente pour chaque famille de capteurs:

- Accéléromètre, Microphone IEPE
- pont de jauge,
- potentiomètre,
- sonde de température RTD,
- Thermocouple
- …

Le template ou espace mémoire EEPROM est divisé en trois zones :

Basic TEDS:

La première zone contient les champs d'identification du capteur

- Manufacturer ID
- Model ID
- Version Letter
- Serial number

Standard TEDS:

La deuxième zone contient les informations métrologiques du capteur, elle est spécifique pour chaque type de capteur.
La norme IEEE1451.4 définit précisément un Template par famille de capteurs mais laisse l'utilisateur libre d'inclure à l'intérieur de cette zone un sous-template propriétaire venant compléter ou se substituer aux informations du template standard.

Principales informations contenues dans Standard TEDS pour un Accéléromètre IEPE

- Date de calibration
- Sensibilité réelle du capteur
- Unité de mesure
- Réponse en fréquence du capteur
- Dérive de la sensibilité Vs Température
- …

User TEDS

La troisième zone est laissée libre à l'utilisateur pour y inscrire diverses informations

- Date de la prochaine calibration
- Localisation du capteur
- …

Basic TEDS	Manufacturer ID	43 (Acme Accelerometer Company)
	Model Number	7115
	Version Letter	B
	Serial Number	X001891
Standard and Extended TEDS (fields will vary according to transducer type)	Calibration Date	Jan 29, 2000
	Sensitivity @ ref. condition (S ref)	1.0094E+03 mV/g
	Physical measurement range	± 50 g
	Electrical output range	± 5 V
	Reference frequency (f ref)	100.0 Hz
	Quality factor @ fref (Q)	300 E-3
	Temperature coefficient	-0.48 %/°C
	Reference temperature (T ref)	23 °C
	Sensitivity direction (x,y,z)	x
User Area	Sensor Location	Strut 3A
	Calibration due date	April 15, 2002

Figure 3 : Template d'un accéléromètre IEPE

Architecture chaîne accélérométrie actuelle

Description

Sur les programmes antérieurs à l'A380 la technologie de la chaîne d'acquisition accélérométrie est entièrement analogique , la bande passante et le grand nombre de mesures sur un même avion de développement ne permettaient pas avec la technologie du moment de traiter ces mesures en numérique.
La chaîne de mesure est constitué d'un accéléromètre de technologie Piezo-électrique associé à un module de conditionnement IEPE ou à un amplificateur de charge.

Le rôle de l'étage de conditionnement est d'amplifier le signal délivré par l'accéléromètre pour normaliser sa dynamique à ±2 Volts crête de manière à exploiter la totalité de l'étendue d'entrée de l'enregistreur magnétique à bande.

L'accéléromètre est systématiquement associé à un amplificateur assurant le conditionnement du capteur IEPE ainsi que la compensation de sa sensibilité . Le couple accéléromètre/ Amplificateur est de ce fait indissociable .

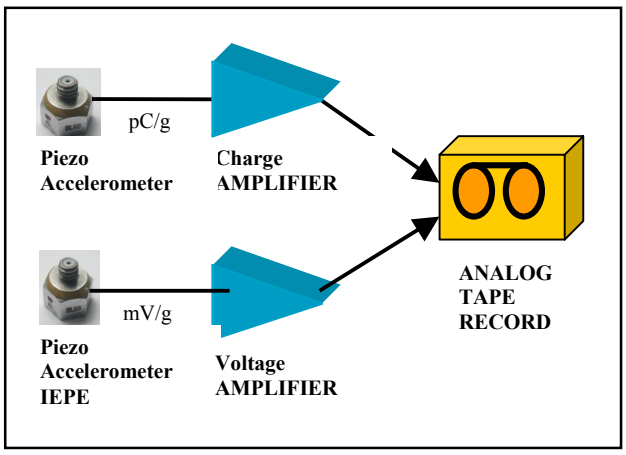


Figure 3: Synoptique Chaîne d'acquisition accéléromètrie actuelle

Architecture chaîne accéléromètrie programme A380

Description

L'arrivée sur le marché d'accéléromètre PIEZZO type IEPE implémentant le concept 'Plug & Play ' normalisé IEEE 1451.4 permet de supprimer l'étage amplificateur et d'assurer la compensation de sensibilité au niveau de la carte de conditionnement .

Dans le cas de mesure vibratoire dans des zones chaudes de l'avion, l'utilisation d'accéléromètre à électronique incorporée n'étant pas possible, l'amplificateur de charge contenant le TEDS est déporté de la zone chaude .Dans ce cas le TEDS contient les caractéristiques métrologiques de l'ensemble accéléromètre plus amplificateur de charge.

Mode opératoire

L'interface IEEE est commune à toutes les voies d'une même carte d'acquisition. ,elle vient interroger de façon séquentielle les TEDS des différentes voies.

Mode interrogation manuel

Ce mode est activé lors de la validation de l'installation d'essais ,l'opérateurtransmet aux différentes unités d'acquisition l'ordre de lecture des TEDS. Tous les capteurs sont séquentiellement lues et le contenude leur TEDS est sauvegardé en local dans la mémoire non volatile de la carte d'acquisition

Mode d'interrogation automatique

A chaque mise sous tension du système d'acquisition ,les TEDS sont automatiquement lus durant la phase d'initialisation .Les informations téléchargées sont ensuite comparées à celles sauvegardées dans la mémoire locale. Cet auto-test permet de s'assurer à chaque initialisation de la non régression des chaînes d'acquisition.

Fonctions de traitement numérique du signal

La puissance de traitement numérique du signal disponible au niveau des cartes de l'unité d'acquisition permet de compenser les différentes imperfections de l'accéléromètre.

Les informations nécessaires au paramétrage des différents algorithmes de compensation sont lues dans la mémoire TEDS de l'accéléromètre

Ces coefficients sont inscrits dans la mémoire TEDS du capteur lors de son étalonnage sur banc de test.

Compensation de l'erreur de sensibilité de référence

Les accéléromètres de technologie piezo présentent une dispersion de leur sensibilité de référence pouvant aller jusqu'à ±10%.

Cette sensibilité de référence étant exprimée à une fréquence de 100 Hz.

Fonction de compensation

$\mathbf{Val}_{corr} = \mathbf{A_i}\ \mathbf{Val}_{brute}$

Ai : coefficient de correction

Compensation en fréquence

Les accéléromètres piezo présentent une dérive linéaire de sensibilité en fonction de la fréquence d'excitation ,cette dérive peut atteindre ± 5% sur toute la bande passante utile.

Cette imperfection est compensée en appliquant au signal capteur un filtre numérique de type FIR à phase linéaire ayant une fonction de transfert inverse à celle du capteur.

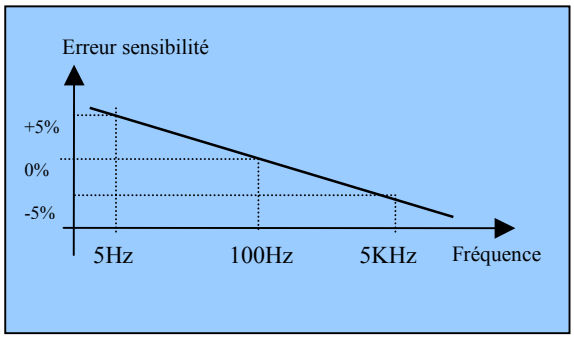


Figure 5 : Exemple de variation de sensibilité d'un accéléromètrte Piezo

Fonction d'identification et traçabilité

La lecture par l'unité d'acquisition de la zone **Basic TEDS** du capteur permet d'obtenir son identité .

Principales informations **Basic TEDS**

- Manufacturer ID
- Model ID
- Version Letter
- Serial number

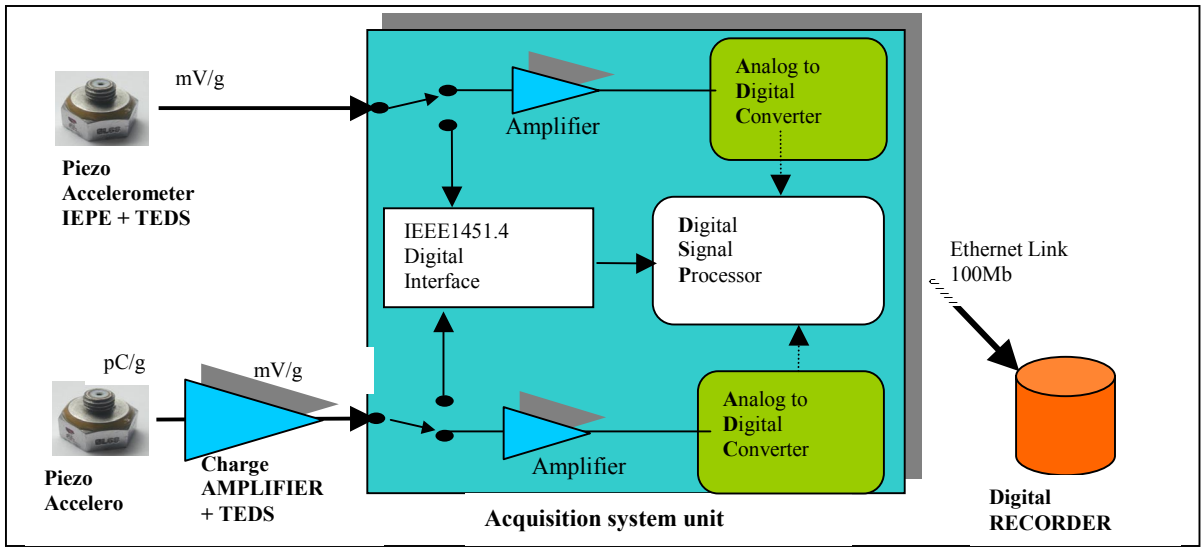


Figure 3: Synoptique Chaîne d'acquisition accélérométrie programme A380

Conclusion

L'application de la norme IEEE1451.4 aux chaînes de mesures vibratoires sur le programme A380 apportera de réelles améliorations tant au niveau qualité métrologique qu'au niveau traçabilité ,.tout en simplifiant et réduisant la phase de validation de l'installation d'essais.

MICROMACHINED THERMAL ACCELEROMETER WITHOUT SEISMIC MASS

F. Mailly*, A. Martinez, A. Giani, P. Combette et A. Boyer.

Centre d'Electronique et de Micro-optoélectronique de Montpellier, Unité mixte de Recherche du CNRS n° 5507, Université Montpellier II, Place E. Bataillon, 34095 Montpellier - France.
* Tel : + 33 04 67 14 37 85, fax : + 33 04 67 54 71 34,
E-mail: mailly@cem2.univ-montp2.fr

Abstract : The techniques of micromachining silicon are used for the manufacturing of a thermal accelerometer. This sensor requires no solid proof mass and has a low cost production. A heating resistor creates a symmetrical temperature profile in an hermetic cavity and two temperature detectors are placed on both sides. When an acceleration is applied, the temperature profile becomes asymmetric and the two detectors measure the differential temperature. Platinum resistors deposited by electron beam evaporation on a SiN_x membrane are used as heater and temperature sensors. This paper presents sensitivity measurements according to the distance heater-detector, the power supplied, the room temperature, the cavity volume and the gas properties.

1. Introduction

Since a few years, the silicon micromachining technology has been widely developed for the market of inertial sensors because of its common base with standard CMOS technology, which permits to achieve low cost, sensor miniaturization, mass manufacturing and monolithic electronic integration. The conventional accelerometers generally measure the displacement or the deformation of a proof mass (or seismic mass), whose mobility is the principal disadvantage and is responsible for their low shock survival rating. Piezoresistive or capacitive detection are the most common used principles to convert the acceleration into output voltage but they have some disadvantages : high temperature dependence and great influence of mounting stress for the piezoresistive accelerometers, electromagnetic interference and parasitic capacitance for the capacitive ones.

The first thermal accelerometers have been studied by Dauderstädt and coworkers [1-3] but they have still involved a seismic mass : this one is positioned about a heat source and its displacement under acceleration influences the heat flow between the two elements and therefore the temperature of the source. More recently, thermal accelerometers without proof mass were studied [4-14] and could provide a shock survival up to 50000 g. The principle of these sensors was first described by Dao and coworkers [4]: a suspended heating resistor creates a symmetrical temperature profile and two temperature detectors, placed symmetrically on both sides of the heater, measure a differential temperature ΔT_{det} (figure 1). When an acceleration is applied on the sensitive axis x of the sensor, the convection heat transfer and the temperature profile become asymmetric and the differential temperature ΔT_{det} was shown to be proportional to the acceleration.

2. Theory of operation

For our sensor, the temperature detectors are platinum resistors which present a linear dependence to their temperatures given by:

$$R(T_{\circ C}) = R_{0\circ C}(1+\alpha T_{\circ C}) \qquad (1)$$

with $T_{\circ C}$, detector average temperature (°C), $R(T_{\circ C})$, electrical resistance, $R_{0\circ C}$, electrical resistance at 0°C and α, temperature coefficient of the resistance.

A "push-pull" Wheatstone bridge supplied with a constant current I permits to convert the resistance variations into a voltage output and the sensor sensitivity S is given by:

$$S = \frac{I}{4}\alpha R_{0\circ C}\Delta T_{\det} \qquad (2)$$

Since the detectors' differential temperature ΔT_{det} is due to free convection, Leung et al. [7, 8] have developed a simple model suggesting that the response of thermal accelerometers is linearly proportional to the Grashof number :

$$\Delta T_{\det} \propto Gr = \frac{\rho^2 g \beta \Delta T l^3}{\mu^2} = \frac{g\beta\Delta T l^3}{Pr^2 a^2} \qquad (3)$$

with g , acceleration (or earth gravity), ρ , gas density, β , gas coefficient of expansion, ΔT , heater temperature rise, l , linear dimension, μ , gas viscosity, Pr, Prandtl number and a , gas thermal diffusivity.

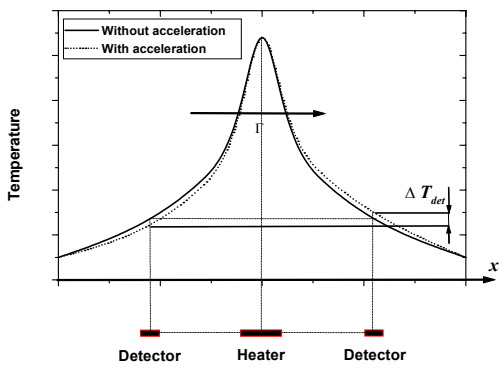


Figure 1 : Principle of the sensor.

Therefore, the sensor response in the linear regime should be proportional to the acceleration, to the heater power or heater temperature rise ΔT, to the square of gas pressure, to the cube of a linear dimension which could be the cavity volume and inversely proportional to the square of the gas thermal diffusivity.

3. Microstructure design and fabrication

Heater and thermal detectors are made of platinum thin film on a low stress ($\sigma \sim 0$) silicon rich silicon nitride membrane SiN_x [15]. The thicknesses of the SiN_x and platinum layers are 5000 Å and 3000 Å respectively. To improve adhesion, adhesion-promoting layers such as Ti or Cr are used but they tend to reduce the TCR [16]. Different methods of Pt deposition (AC sputtering, magnetron and electron beam evaporation) and post-annealing conditions were tested to improve the TCR and to prevent the layer from pealing off during KOH etching [16, 17]. Best results have been obtained with electron beam evaporation and vacuum annealing : good adhesion is obtained even after 5 hours in KOH etching solution, the electrical resistivity is about 15 µΩ.cm and the TCR is 3.3×10^{-3}/°C. After Pt deposition the resistors are patterned by ECR (Electron Cyclotron Resonance) etching. Then, the SiN_x is etched by ECR to obtain resistors on SiN_x bridges by KOH etching at 85°C.

Manufacturing stages are summarized on figure 2, figure 3 shows a SEM (Scanning Electron Microscope) image of a sensor with 3 pairs of detectors and figure 4 presents its cross section with its different dimensions: the silicon cavity depth is 400 µm, length is 2000 µm and width is also 2000 µm. The heater and detectors widths are 100 and 30 µm respectively and the distance between the detectors and the heater is 100, 300 or 500 µm. Finally, it is packaged with a TO16 to obtain a quasi-isothermal hermetic chamber : its height and diameter are about 5 and 10 mm respectively.

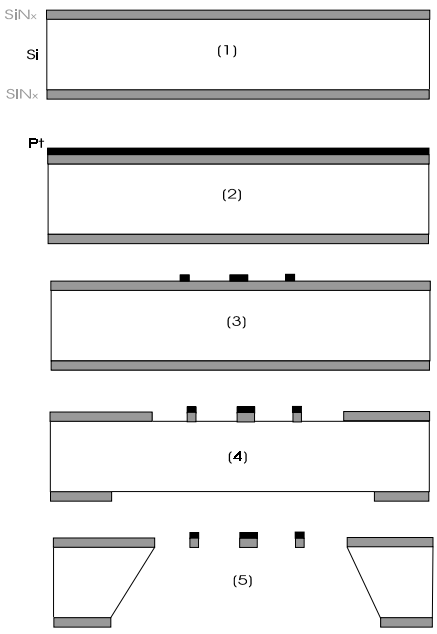


Figure 2: Manufacturing stages of accelerometer : SiN_x deposition by LPCVD (1), Pt deposition (2), ECR etching of Pt (3), ECR etching of SiN_x (4), KOH etching (5).

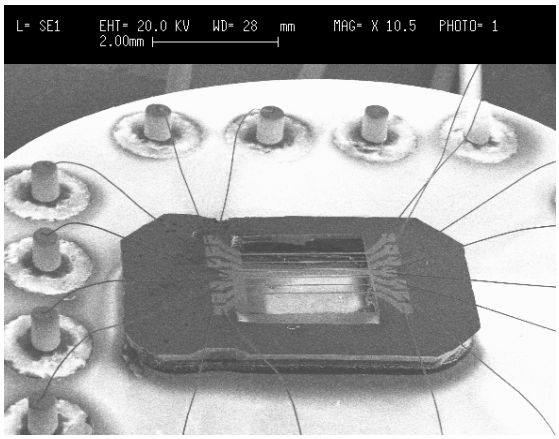


Figure 3: SEM image of a sensor with 3 detectors pairs.

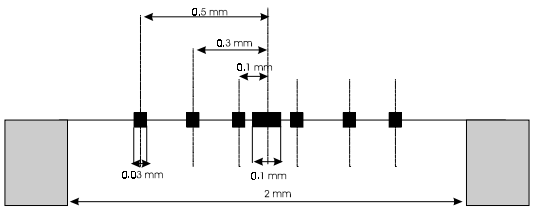


Figure 4: Sensor cross section.

4. Experimental results

4.1 Sensitivity according to the distance heater/detector

Figure 5 presents the sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ according to the distance heater/detector x for an acceleration of 1g and an heater temperature rise ΔT = 238°C. We assume that the sensitivity is close to zero if the distance from the detector to the heater (or to the substrate) is very low because the thermal resistance of the gas layer between these elements can then be neglected and sensor temperature would always equal the heater's (or substrate's) one. The optimum distance x between the sensors and the heater is about 400 µm, in good agreement with the simulated optimum distance which was 300 µm [13] : then, $\Delta T_{det.}$ is about 3 °C/g for ΔT = 238°C.

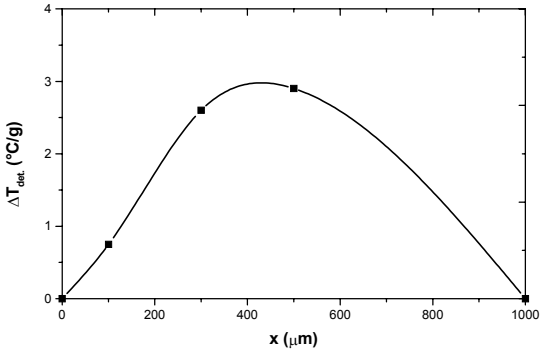


Figure 5: Sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ for a heater temperature rise ΔT = 238°C vs. distance x.

4.2. Sensitivity according to the heater power

Figure 6 shows that the average temperature of the heater is close to be proportional to the power consumption. The slight deviation in high power range is due to the increase of the air thermal conductivity with the temperature. Then, the sensor sensitivity was studied for the distance of 500 µm and it shows a quasi linear dependence to the heater power (figure 7).

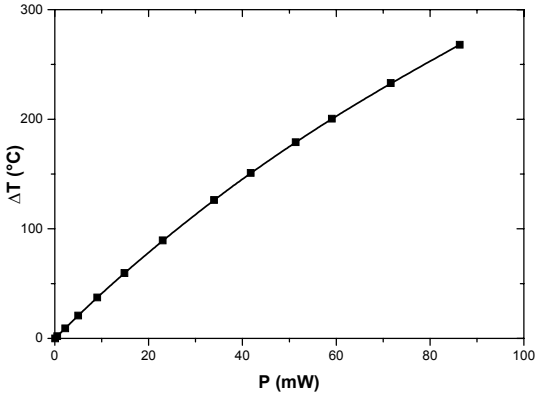


Figure 6: Average temperature of the heater ΔT vs. heater power.

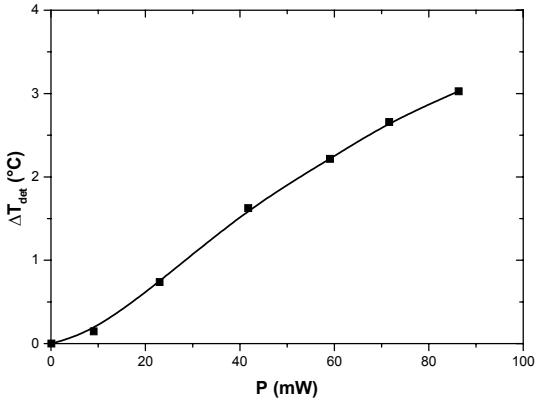


Figure 7: Sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ vs. heater power.

4.3. Sensitivity according to room temperature

Figure 8 shows the electrical sensitivity of a sensor versus ambient temperature for a constant heater current of 41mA. The temperature dependence of the sensitivity is not linear and the temperature coefficient is about -1%.K^{-1} for a low temperature range. In comparison, a thermal accelerometer with a seismic mass [1-3] presents a linear temperature dependence and a temperature coefficient of 0.12 %.K^{-1} while the thermal accelerometers without seismic mass, commercialized by the society MEMSIC, would use a gain adjustment of 0,9 %.K^{-1} to keep the sensitivity within 5% of its room temperature value [17]. For an ideal gas, the density and the coefficient of expansion are linearly proportional to *1/T* and the viscosity is proportional to $T^{1/2}$. Therefore, the model based on Grashof number can explain the sensitivity decrease when the room temperature increases.

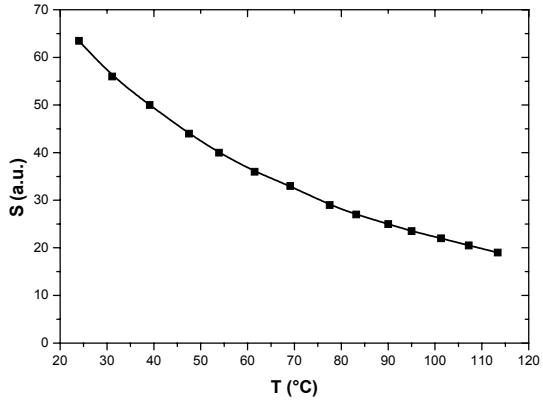


Figure 8: Sensor sensitivity vs. room temperature for a constant heater current of 41 mA.

4.4. Sensitivity according to the cavity volume

Several packages have been used and have permitted to obtain different cavity volumes. Figure 9 presents the sensitivity measurements in arbitrary unit according to the volume for a fixed heater temperature rise of 250°C. For a volume higher than 100 mm^3, the sensitivity is optimum : ΔT_{det} is about of 4°C when the volume tends to infinite values and it is about of 0,13°C for a volume of 1,6 mm^3. This phenomena has been already reported by Billat et al. [6] but their package volumes were higher than 300 mm^3 and their sensitivity for slight volumes was only twice lower than the one for high volume.

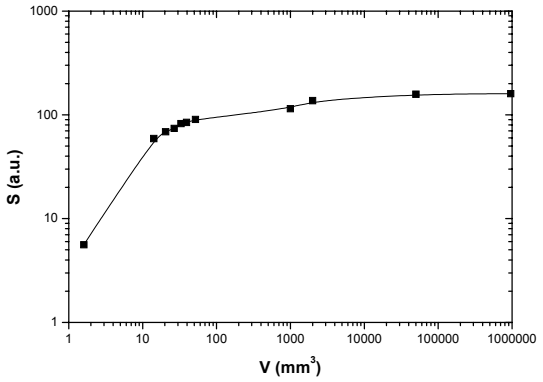


Figure 9: Sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ vs. cavity volume.

4.5. Sensitivity according to the gas and its pressure

For the study of the influence of the gas type, the sensor is placed in an hermetic chamber and a hole is made in the TO16. Figure 10 presents in a log-log scale the sensitivity measurements for different gases - helium, air and carbon dioxide - according to their thermal diffusivity. The heater temperature rise was fixed at 180°C by applying different currents according to the gas type. For the 3 distances heater/detectors, the curve slope *n* is close to -2 so, the sensitivity is inversely proportional to the square of the gas thermal diffusivity as it was predicted by the formula (3).

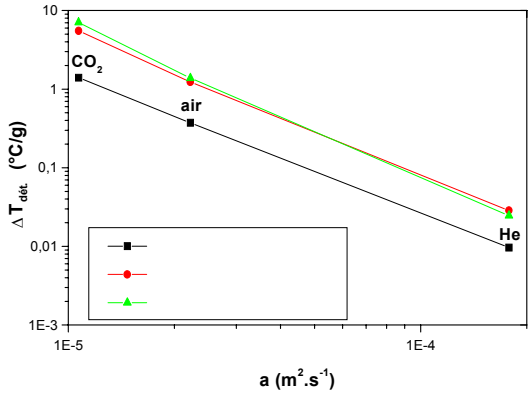


Figure 10: Sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ vs. heater temperature rise.

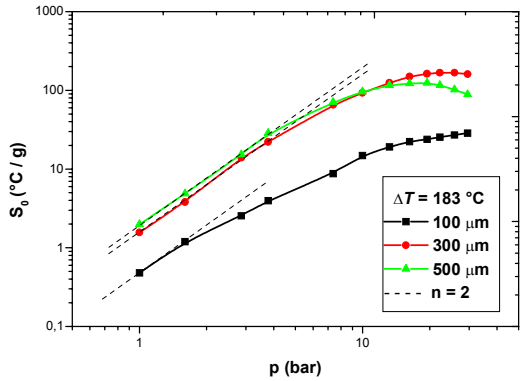


Figure 11: Sensor sensitivity $\Delta T_{det.}$ vs. nitrogen pressure.

Since the sensitivity of these sensors is proportional to the differential temperature ΔT_{det}, the acceleration range where the response is linear is necessarily limited because a linear response including high accelerations should lead to a differential temperature ΔT_{det} higher than the heater temperature rise ΔT : it is obviously impossible and we assume that an infinite acceleration should give the equality $\Delta T_{det} = \Delta T$. Therefore, we have defined a sensitivity S_0 for the linear response range and it is this sensitivity which is studied afterwards.

The sensor is placed in an hermetic chamber, a hole is made in the TO16 and a manometer controls the gas pressure. The gas is nitrogen and its pressure ranges from 1 to 30 bars. Figure 11 presents the sensor sensitivity S_0 for the linear response range . In low pressure range, the curve slope n is close to 2 in a log-log scale so, the sensitivities are proportional to the square of the gas pressure in good accordance with the model based on the Grashof number. For higher pressure, a deviation of the square law is observed and different optimum pressures are obtained according to the distance heater/detectors. The best sensitivity S_0 is 168°C/g, the same order than the heater temperature rise, for a distance heater/detectors of 300 µm and a pressure of 25 bars.

4.6. Linearity and bandwidth

With air at atmospheric pressure, measurements in a centrifuge have shown that the sensor has a good linearity for a range about 0-3g and a 3dB-bandwidth of 20 Hz is measured by applying a sinusoidal acceleration [12].

5. Conclusion

A micromachined thermal accelerometer without proof mass has been manufactured using the techniques of micromachining silicon and its sensitivity has been proven to be proportional to the Grashof number.

References

[1] U. A. Dauderstädt, P.H.S. de Vries, R. Hiratsuka, P.M. Sarro, *Silicon accelerometer based on thermopiles*, Sens. Actuators A 46-47 (1995) 201-204.

[2] U. A. Dauderstädt, P.H.S. de Vries, R. Hiratsuka, J.G. Korvink, P.M. Sarro, H. Baltes and S. Middelhoek, *Simulation aspects of a thermal accelerometer*, Sens. Actuators A 55 (1996) 3-6.

[3] U. A. Dauderstädt, P.M. Sarro and P.J. French, *Temperature dependence and drift of a thermal accelerometer*, Sens. Actuators A 66 (1998) 244-249.

[4] R. Dao, D.E. Morgan, H.H. Kries, D.M. Bachelder, *Convective accelerometer and inclinometer,* US Patent n° 5,581,034 (1996).

[5] V. Milanovic, E. Bowen, M. E. Zaghloul, N. H. Tea , J. S. Suehle, B. Payne, and M. Gaitan, *Micromachined convective accelerometers in standard integrated circuits technology*, Appl. Phys. Lett. 76 (4) (2000) 508-510.

[6] V. Milanovic, E. Bowen, N. Tea , J. Suehle, B. Payne, M. Zaghloul, and M. Gaitan, *Convection-based Accelerometer and Tilt Sensor Implemented in Standard CMOS,* International Mechanical Engineering and Exposition, MEMS Symposia, Anaheim, CA, (1998) 627-630.

[7] A.M. Leung, J. Jones, E. Czyzewska, J. Chen and B. Woods, *Micromachined accelerometer based on convection heat transfer*, MEMS 98 (1998) 627-630.

[8] A.M. Leung, J. Jones, E. Czyzewska, J. Chen, M. Pascal, *Micromachined accelerometer with no proof mass*, Technical Digest of Int. Electron Device Meeting (IEDM97), (1997) 899-902.

[9] S. Billat, H. Glosch, M. Kunze, F. Hedrich, J. Frech, J. Auber, H. Sandmaier, W. Wimmer and W. Lang, *Micromachined inclinometer with high sensitivity and very good stability,* Sens. Actuators A 97-98 (2002) 125-130.

[10] X.B. Luo, Y.J. Yang, F. Zheng, Z.X. Li and Z.Y. Guo, *An optimized micromachined convective accelerometer with no proof mass*, J. Michromech. Microeng. 11 (2001) 504-508.

[11] X.B. Luo, Z.X. Li, Z.Y. Guo and Y.J. Yang, *Study on linearity of a micromachined convective accelerometer,* Microelectronic Engineering 65 (2003) 87-101.

[12] F. Mailly, A. Giani, A. Martinez, R. Bonnot, P. Temple-Boyer and A. Boyer, *Micromachined thermal accelerometer,* Sens. Actuators A 103 (3) (2003), p. 359-363.

[13] F. Mailly, A. Martinez, A. Giani, F. Pascal-Delannoy and A. Boyer, *Design of a micromachined thermal accelerometer : thermal simulation and experimental results*, Microelectronics Journal 34 (4), p. 275-280.

[14] F. Mailly, Etude et réalisation de microcapteurs thermiques : anémomètre et accéléromètre thermique, Ph.D. Thesis, Université Montpellier II, France (2002).

[15] P. Temple-Boyer, C. Rossi, E Saint-Etienne, and E. Scheid, *Residual stress in low pressure chemical vapor deposition SiN_x films deposited from silane and ammonia*, J. Vac. Sci. Technol. A 16(4) (1998) 2003-2007.

[16] A Giani, F. Mailly, F. Pascal-Delannoy, A. Foucaran, and A. Boyer, *Investigation of Pt/Ti bilayer on SiN_x/Si substrates for thermal sensor applications*, J. Vac. Sci. Technol. A 20 (1) (2002) 112-116.

[17] F. Mailly, A. Giani, R. Bonnot, P. Temple-Boyer, F. Pascal-Delannoy, A. Foucaran and A. Boyer, *Anemometer with hot platinum thin film,* Sens. Actuators A 94 (2001) 32-38.

[18] R. Dao, *Thermal accelerometers Temperature Compensation*, MEMSIC Application note (2002), www.memsic.com.

STUDY OF 3Δt PASSIVE LOCATING SYSTEM

Xie Nan and Chen Da-Hai
Electronic Engineering Institute of China Academy of Engineering Physics
P.O.BOX 919-517, Mianyang, Sichuan, P.R.China
Zip Code: 621900 Tel: +86 816 2487524 Fax: +86 816 2487594 E-mail:xienanlx@hotmail.com

ABSTRACT

The reentry low altitude vehicle locating technology based on 3Δt passive locating principles is discussed in this paper. At first its basic principle is introduced, and we discuss the sources of errors in the existing telemetry system and corresponding precision. Some methods, which are used to improve the precision, are proposed at the end of this paper.

KEY WORDS

Reentry, Telemetry System, 3Δt Passive Locating, Error

INTRODUCTION

In the reentry measurement, one of our missions is to measure the track and the point of fall of the reentry vehicle. It can be named reentry-locating technology. In general, radar can be used to locate the track and the point of fall of aircraft. It locates the position of aircraft by measuring the azimuth, the elevation and the distance. The optical measurement is also used sometimes. The precision and the accuracy of these methods are satisfying. In the reentry-locating measurement, the reentry vehicle is different from any other aircrafts. During the reentry, it will pass the blackout area. The telecommunication will be interrupted in this area. After the vehicle going out of the area, the speed of it is very high and the altitude is very low. So above-mentioned systems can't capture the target before it fell to the ground. These systems are not suitable for the reentry vehicle track measurement.

Another system, which is called 3R-locating system, can be used in the track measurement of reentry vehicle. It needs at least three ground stations A, B, C and locates the position of vehicle by measuring the distance between the vehicle and each of the respective stations. The stations sent query signals to reentry vehicle and received the responses. The time of propagation from each of the respective stations to the vehicle, i.e., the time to travel the distances, r_A, r_B and r_C, are computed. The distance r is given by $r = \tau \cdot c$, where c is the velocity of light. Then the position can be located. This system works in active mode. The result of test is not satisfying. So we need a useful system to realize the locating of reentry vehicle.

In this paper, the 3Δt passive locating system is introduced. It needs at least four ground stations. In this system, the ground stations don't send any signals; they receive the common telemetry signal, for example the frame synchronization signal, from the reentry vehicle and record the time of arrival. Because the time when the signal was sent is unknown, one more station is needed in 3Δt system than in 3R system. Three time differences are given by $\Delta t_i = t_i - t_{i+1}, (i = 1,2,3)$, where t_i is the time of

arrival. The coordinates of four ground stations are known, and then the position of the reentry vehicle can be computed. For the 3Δt system working in passive mode, it can make use of the existing telemetry system. No more equipment is needed in reentry vehicle. Only one time-recorder is needed in each of ground stations. It is one of its advantages that the system is simple.

PRINCIPLE OF 3Δt SYSTEM

Fig 1. Shows the composition of 3Δt passive locating system. The ground stations receive the

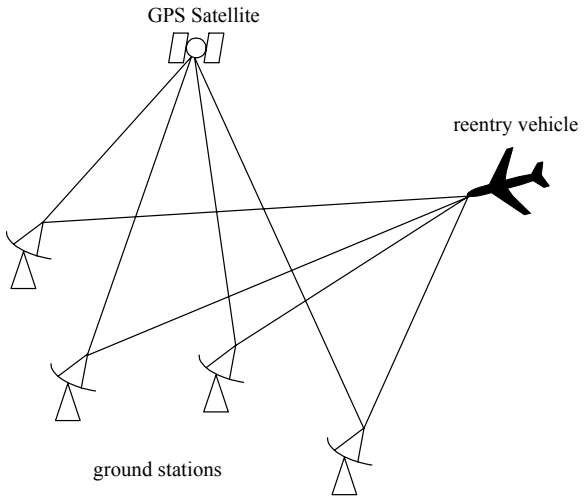


Fig 1. the 3 Δ t passive locating system

common telemetry signal sent from reentry vehicle, and record the time of arrival respectively, then

$$\begin{aligned} t_1 &= T_0 + \frac{r_1}{c} \\ t_2 &= T_0 + \frac{r_2}{c} \\ &\vdots \\ t_N &= T_0 + \frac{r_N}{c} \end{aligned} \tag{1}$$

where $t_i (i = 1,2,\cdots,N)$ is the time of arrival, T_0 is the time of signal sent, $r_i (i = 1,2,\cdots,N)$ is the distance between ground stations and reentry vehicle respectively, c is the velocity of light in meters per second.

Provided that the coordinates of ground station i is $\mathbf{X}_i = [x_i, y_i, z_i]^{\mathrm{T}}$, the coordinates of target is $\mathbf{X}_T = [x_T, y_T, z_T]^{\mathrm{T}}$, then

$$r_i^2 = (x_T - x_i)^2 + (y_T - y_i)^2 + (z_T - z_i)^2 \tag{2}$$

For the T_0 is unknown, then

$$\begin{aligned}
\Delta t_1 &= t_1 - t_2 = (r_1 - r_2)/c \\
\Delta t_2 &= t_2 - t_3 = (r_2 - r_3)/c \\
&\vdots \qquad\quad \vdots \\
\Delta t_{N-1} &= t_{(N-1)} - t_N = (r_{N-1} - r_N)/c
\end{aligned} \tag{3}$$

In this equations set, only the coordinates of target are unknown. If there are 4 ground stations, 3 Δt_i can be calculated. The equation roots of formula (3) are the coordinates of target. This is the basic idea of 3Δt passive locating system.

SYSTEM ERROR ANALYSIS

There are three major error sources in 3Δt passive locating system. They are the time measurement, the ground station coordinates and PDOP (Position Dilution of Precision). We try here to estimate, for each of them, their level at present and in the near future.

A. Time Measurement

The time measurement error is resulted from signal propagation delay, ground stations synchronization, station clock quantification, telemetry receiver and Doppler shift.

1) Signal propagation delay ε_c

After the reentry vehicle going out of the blackout area, the altitude of it is very low. The signal propagation delay is the effect exerted on the telemetry signal as it traverses the troposphere. At the same time, for the difference of the environment around each ground stations, the multipath reflection is one of the error sources. For the distances between the ground stations are not very long, the signal propagation delay ε_c is estimated about 5ns.

2) Ground stations synchronization ε_s

The accuracy of the time measurement should be for example, of the order of 1ns for 30cm accuracy in range error. For the target position is calculated by using the time difference of arrival, the accuracy of the ground stations synchronization is needed to be of the order of nanoseconds. From fig. 1, we know a single GPS satellite synchronizes the clocks of ground stations in 3Δt system. In simultaneous common-view of a single GPS satellite, can take advantage of common mode cancellation of GPS ephemeris errors and satellite clock error. Since the GPS satellites are at about 4.2 earth radii (11 hours 58 minutes orbits), for the distances between the ground stations (less than 1000km) the angle $\angle$ (Station A – Satellite – Station B) will be less than 10°. The ionosphere delay errors and the troposphere delay errors can be reduced greatly. At the same time it has been found that inaccurate station coordinates (reaching sometimes several tens of meters) are the cause of large errors in GPS common-view time transfer. If the ground stations coordinates are located by the differential GPS locating technology, the ground stations synchronization error ε_s may be of the order of 10-20ns.

3) Ground station clock quantification ε_q

For the accuracy of time measurement is needed to be of the order of nanoseconds, and the accuracy of

GPS time binary data is about 1ms, a time interval counter is needed in the ground station. Considering the equipment complexity and working toward minimum parts cost, the clock frequency of the time interval counter is 200MHz. The ground station clock quantification error ε_q is 5ns.

4) Telemetry receiver ε_d

The error ε_d resulted from the telemetry receiver is affected by the selection of the telemetry system. In the PCM system, ε_d is about one fiftieth of the chip width. If the bit rate is 2Mbps, ε_d is about 10ns. In the PPK (Pulse Position Keying) system, ε_d is affected by the signal pulse jitter ε_t, the pulse delay resulted by the signal level change Δt_{ds}, the pulse delay resulted by the difference of the decision level $\Delta t_{ds}^{'}$ and the RF pulse jitter σ_{df}.

$$\varepsilon_t = t_r \Big/ \sqrt{S/N} \tag{4}$$

where t_r is the rise time of the pulse signal, $\sqrt{S/N}$ is the square root of the receiver's Signal-to-Noise. For the reliability of the transferred data, the S/N is about 16dB to 17dB. Then

$$\varepsilon_t = \frac{1}{7} t_r \tag{5}$$

In general, the relationship between the system bandwidth and the rise time is $t_r = 0.5/B$.

$$\Delta t_{ds} = \frac{r t_r (k_1 - 1)}{k_1} \tag{6}$$

where r is the relative decision level, k_1 is the ratio of the actual signal level to the ideal one. $k_1 = 2$, $\Delta t_{ds} = 0.5 r t_r$. $r = 0.6$, $\Delta t_{ds} = 0.3 t_r$. It means that if the actual signal level is twice larger than the ideal one, Δt_{ds} is three times larger than ε_t. For this reason, the system gain should be well controlled to keep the received signal level invariable.

$$\Delta t_{ds}^{'} = r t_r (k_2 - 1) \tag{7}$$

where k_2 is the ratio of the changed decision level to the original one. If the decision level changed 10%, then $k_2 = 1.1$, $\Delta t_{ds}^{'} \approx 0.42 \varepsilon_t$. The error ε_d resulted from the telemetry receiver in one ground station is

$$\varepsilon_d = \sqrt{\varepsilon_t^2 + \Delta t_{ds}^2 + \Delta t_{ds}^{'2} + \sigma_{df}^2} \tag{8}$$

In the 3Δt system, the ground stations receive the same telemetry signal and calculate the target's position by using the time difference of arrival. The RF pulse jitter contributes nothing. The $\varepsilon_t, \Delta t_{ds}$ and $\Delta t_{ds}^{'}$ of each ground station are independent, then in determining the time difference these errors will be enlarged. The error ε_d is

$$\varepsilon_d = \sqrt{2\varepsilon_t^2 + 2\Delta t_{ds}^2 + 2\Delta t_{ds}^{'2}} \tag{9}$$

If the bandwidth of PPK system is 9MHz, $r = 0.6, k_1 = 2, k_2 = 1.1$, S/N is about 16dB to 17dB, $t_r \approx 56ns$, $\varepsilon_t \approx 8ns$, $\Delta t_{ds} \approx 16.8ns$, $\Delta t_{ds}^{'} \approx 3.36ns$, $\varepsilon_d \approx 26.7ns$。

5) Doppler shift ε_f

For the speed of the reentry vehicle is very high, the time measurement will be affected by the Doppler shift. The error resulted from the Doppler shift can't be estimated accurately. It is about of the order of 15ns to 100ns.

The time measurement error in 3Δt passive locating system is

$$\varepsilon = \sqrt{2\varepsilon_c^2 + 2\varepsilon_q^2 + \varepsilon_s^2 + \varepsilon_d^2 + \varepsilon_f^2} \tag{10}$$

when $\varepsilon_c = 5ns$, $\varepsilon_q = 5ns$, $\varepsilon_s = 20ns$, $\varepsilon_f = 15ns$, in PPK system, $\varepsilon_d = 27ns$, then $\varepsilon = 38ns$, the range error is about 11m. In PCM system, $\varepsilon_d = 10ns$, then $\varepsilon = 29ns$, the range error is about 9m.

B. Ground station coordinates

The ground station coordinates have effect on the ground stations synchronization and the target position calculation. As above-mentioned, they are the cause of large errors in GPS common-view time transfer. The coordinates should be known accurately in a global terrestrial reference frame before the time measurement. The target position will be calculated based on the ground stations coordinates and expressed in the same global frame. Now using the differential GPS locating technology, the accuracy of the ground station coordinates are satisfying.

C. PDOP (Position Dilution of Precision)

PDOP is a measure of the geometrical "strength of figure" of ground stations. The volume of the shape described by the unit-vectors from the target to the ground stations used in a position fix is inversely proportional to PDOP. In the 3Δt passive locating system, the time measurement error is multiplied by PDOP to get the locating accuracy. As an example, let's say the measurement accuracy is 30ns. If PDOP is 1, then the locating accuracy is 9 meters. What happens when the PDOP is 5? The best locating accuracy is 45 meters. For best results, always do mission planning to avoid high PDOP.

POSSIBLE IMPROVEMENTS OF LOCATING ACCURACY

In the existing telemetry system, considering the parts cost and the compatibility with the telemetry system, the most feasible methods to improve locating accuracy are GPS differential locating technology and arranging the ground stations to get low PDOP. Using GPS carrier phase differential locating technology, the ground stations coordinates will be determined accurately; the measurement error and the calculation error will be reduced greatly.

As an example, fig.2 and fig.3 show the DOP of a 4-stations system and a rearranged 4-stations system. Because we are most interested in the height measurement of the reentry vehicle, HDOP and VDOP are given in these figures. Where HDOP is horizontal dilution of precision, VDOP is vertical dilution of precision. The coordinates of the point of fall are (0, 0, 0). In the 4-stations system, the coordinates of ground stations are 1 (-5626, 14657, 0), 2 (-3969, 2873, 0), 3 (-3096, -3265, 0), 4 (5313, -8266, 0). VDOP in this system is about 30 to 220, the locating accuracy is not satisfying. By rearranging the ground stations, we get a new 4-stations system. In this system, the coordinates of ground stations are 1 (5000, 0, 0), 2 (20000, 0, 0), 3 (-2500,13000, 0), 4 (-2500, -13000, 0). VDOP in this system is about 1 to 90. Especially when the height of the target is greater than 1km, the locating accuracy is acceptable. From fig.2 and fig.3 we know that when the height is less than 1km, VDOP increases rapidly. The reason is that the ground stations located in the same plane and the height of stations are zero. As the target falling, the volume of the shape described by the unit-vectors from the target to the ground stations used in a position fix

decreases near to zero, then PDOP is very large. If there is an air-station, VDOP will be less than 10 when the target below 1km.

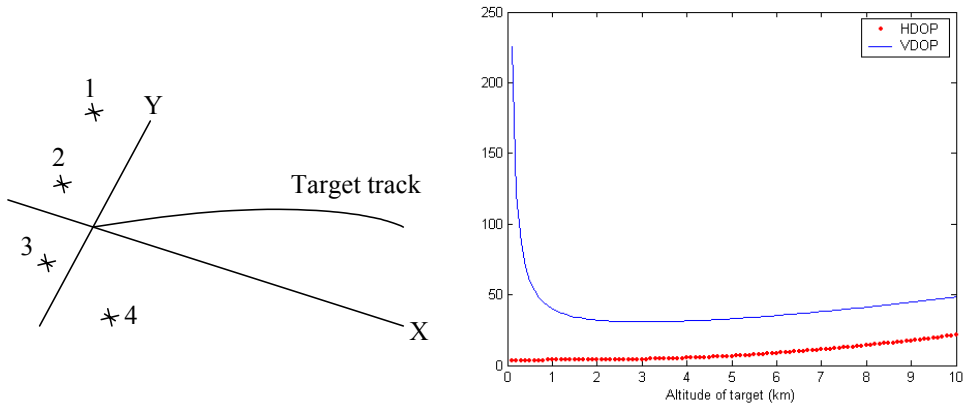


Fig 2. 4-stations system

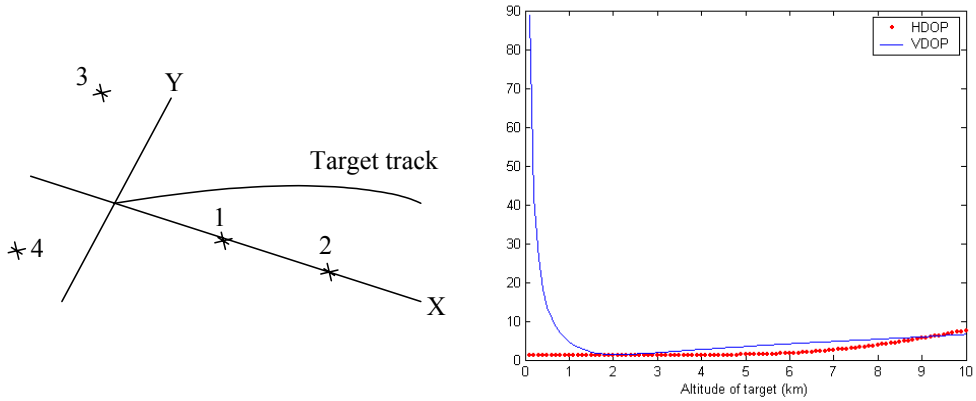


Fig 3. rearranged 4-stations system

Fig.2 and fig.3 show that by rearranging the ground stations the locating accuracy can be improved greatly.

CONCLUSION

The ground station synchronization is the major error source in 3Δt passive locating system. The high precision time synchronization among the ground stations is the key technology in 3Δt system. Using the GPS common-view technology in the existing PPK telemetry system, the 3Δt passive locating system used to measure the track and the point of fall of the reentry vehicle is feasible. If the accuracy of the ground stations coordinates is very high, the system range error is about 10m. When the PDOP is about 2 to 8, the location error of 3Δt passive locating system is about 20m to 80m.

REFERENCES

1. Mingsun Xie, “The technology of the reentry telemetry system”, National Defence Industry Press, 1992
2. Lewandowski, W., Thomas, C “GPS time transfer”, Proceedings of the IEEE, VOL.79, NO.7, JULY 1991
3. Zhongkang Sun, “Active and Passive locating technology based on one or more bases”, National Defence Industry Press, 1996

TITLE
In orbit satellite Gain frequency response in band measurement new method

AUTHOR
Laurence CAGNAC
IOT Manager and AIV system manager

COMPANY
Alcatel Space 26 avenue J-F Champollion
B.P. 1187
31 037 Toulouse Cedex 1
E-Mail : Laurence.Cagnac@space.alcatel.fr

ABSTRACT

The main objective of the In Orbit Test (IOT) is to demonstrate that the satellite performances have not been degraded during the launch and transfer orbit operations and therefore the extensive test results obtained on ground are still valid.
The tests relative to the communication payload have to be performed when the satellite is in its specified window, and at its specified orbital location.

Nevertheless, IOT conditions are different from on ground tests conditions so that performances are sometimes difficult to compare. In particular the relative motion of the spacecraft with respect to earth station may disturb measurement requiring good stability such as the gain flatness within the transponder bandwidth.

This paper describes the new method for measuring the gain frequency response IOT. A comparison with conventional methods of gain frequency response is made and shows a clear improvement.

The new gain frequency response method permits to eliminate the fluctuation due to the motion of the satellite, and also the impairments due to the propagation in the atmosphere.

1. INTRODUCTION

The gain versus frequency measurement allows to check the flatness of the frequency response in the channel bandwidth.
It consists basically in sweeping the channel bandwidth by even frequency steps and measuring the gain for each of these steps.
The functional test combined with the various configurations of the payload channel allows to verify the good operating of nominal and redundant equipment. This requirement is checked for each Receiving chain, and for each Transmit chain.
This test is done in Fixed Gain Mode (FGM) with sufficient TWTA input back off (IBO) so as to be in linear condition.

2. CONVENTIONAL METHOD

2.1 Measurement processing

This measurement is performed at small input power (close to 10 dB IBO) in FGM mode to ensure that the TWTA's work in linear mode.

First, the uplink carrier is set at its specified input power and at Channel center frequency (CCF). The level tuning is made with a power meter (PM) and takes into account the calibration factor of the relevant frequency.

For each frequency step, the input power level and output power level is measured with a spectrum analyzer (ASA). Gain value is determined by subtracting output level from input level.

Figure 1 and Figure 2 provide the results of a measurement of a channel with SAW filter. The following parameters are applicable :

- Frequency range: channel bandwidth (2.7 MHz) and out of band (± 0.6 MHz),
- Frequency step: 100 kHz.

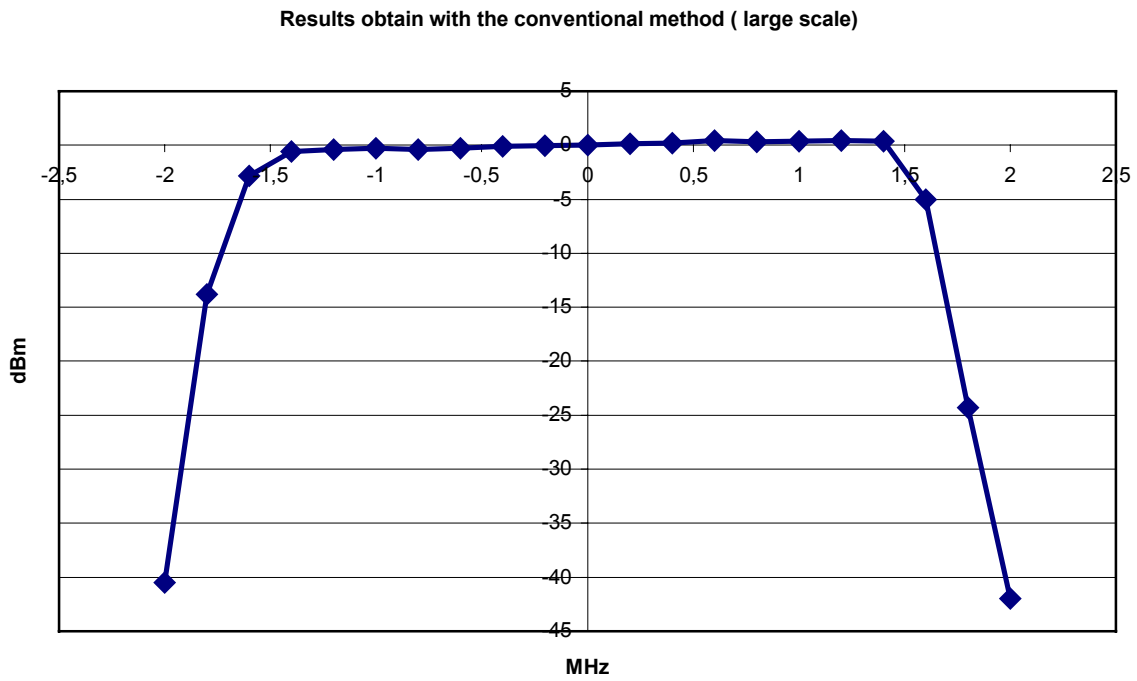


Figure 1 : Results obtain with the conventional method (large scale)

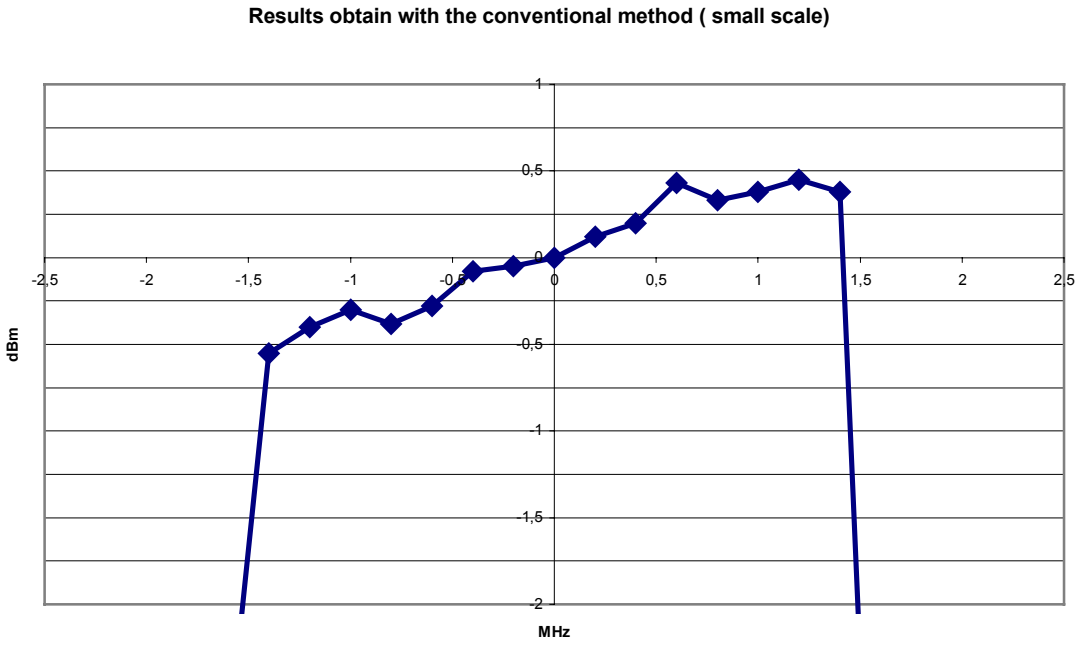


Figure 2 : Results obtain with the conventional method (small scale)

2.2 Limitation of conventional Gain flatness Measurement method

IOT gain flatness measurements are historically performed using a continuous sweep of the bandwidth without controlling the variation of the reference point.
This method doesn't take into account the variations of the measurements conditions such as temperature of the RF chain, antennas gain slope combined with satellite motion, propagation through the atmosphere fluctuations.
The Figure 1 and Figure 2 are representative of obtained previous IOT measurements done on several satellites: all tests results are tilted leftward.
The Figure 3 present a comparison between the ground test result during ambient phase (Reference test) and the result obtain during IOT (In Orbit Test) phase.

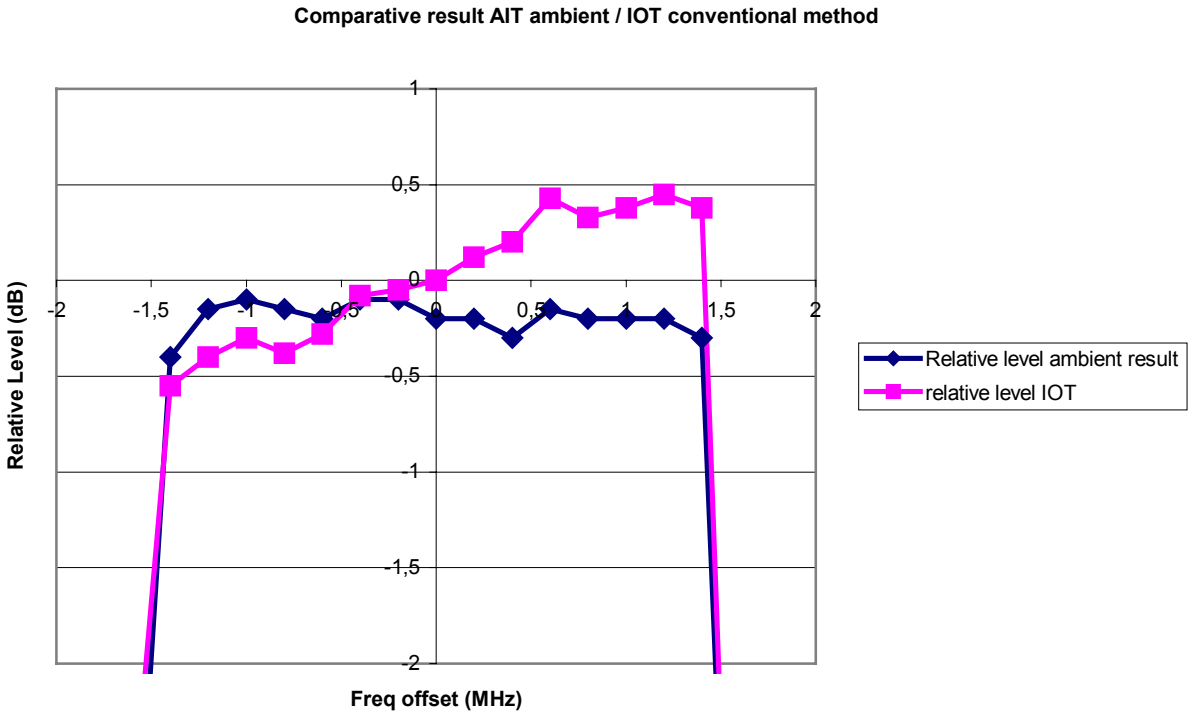


Figure 3 comparative result ambient ground test with In Orbit Test conventional method

3. NEW METHOD DEVELOPPED FOR IOT SATELLITE GAIN FREQUENCY RESPONSE MEASUREMENT

The frequency response is measured by performing relative downlink power measurement in the linear region of TWTA for each frequency of selected channel.
An uplink carrier, with about 10 dB IBO, is transmitted to the spacecraft at channel centre frequency (CCF). The received power level is measured directly with a spectrum analyser (ASA).
The channel center frequency is used as the reference measurement
At each frequency step in the band, the uplink power is adjusted at the same level corresponding to the back off condition, between each frequency step, the uplink frequency signal is made at CCF to note the fluctuation of the reference point.

The following Figure 4 presents the processing methods:

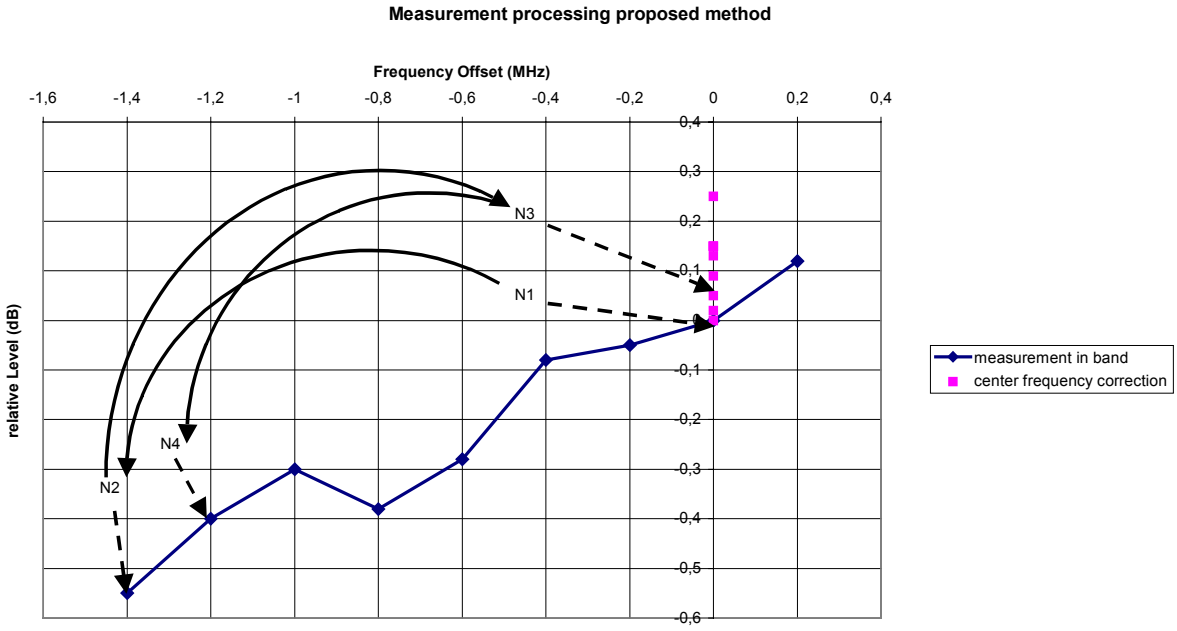


Figure 4 Measurement processing for the new method

3.1 Measurement processing

Preparation

The IOT Facilities shall provide uplink and downlink chain calibration processing. It shall characterize RF station paths and eliminate the IOT facilities contribution to IOT measurement.

Sequence of the measurement:

The first step : configuration of the test bench equipments and RF pathway (ASA, PM, Uplink chain and downlink chain of RF station...)

The algorithm is:

N1 :
The reference measurement is done at channel center frequency CCF,
Select ASA function : marker peak, marker delta

N2 :
A measurement is done, at (CCF – (Channel bandwidth/2))
Selected ASA, function peak level, delta frequency and delta level

N3:
A measurement is done at center frequency in order to eliminate all drifts of measurement conditions,
ASA function: peak level, delta frequency and delta level

N4 :
A measurement is done, at (CCF – (Channel bandwidth /2) + Frequency step)
Selected ASA, function peak level, delta frequency and delta level

For i = 5 to i = (channel bandwidth / frequency step)*2
If i is odd
Ni :
A measurement is done at CCF in order to eliminate all drifts of measurement conditions,
ASA function: peak level, delta frequency and delta level

If i is even
Ni :
A measurement is done, at (CCF +/- (Channel bandwidth/ 2) + i frequency step)
Select ASA function: peak level, delta frequency and delta level
In order to eliminate station contribution, the result data of ***Station Gain versus Frequency*** is taken away from the complete result file. Then, only the satellite gain versus frequency is displayed.

The following figures present the gain frequency response with correction, proposed method.

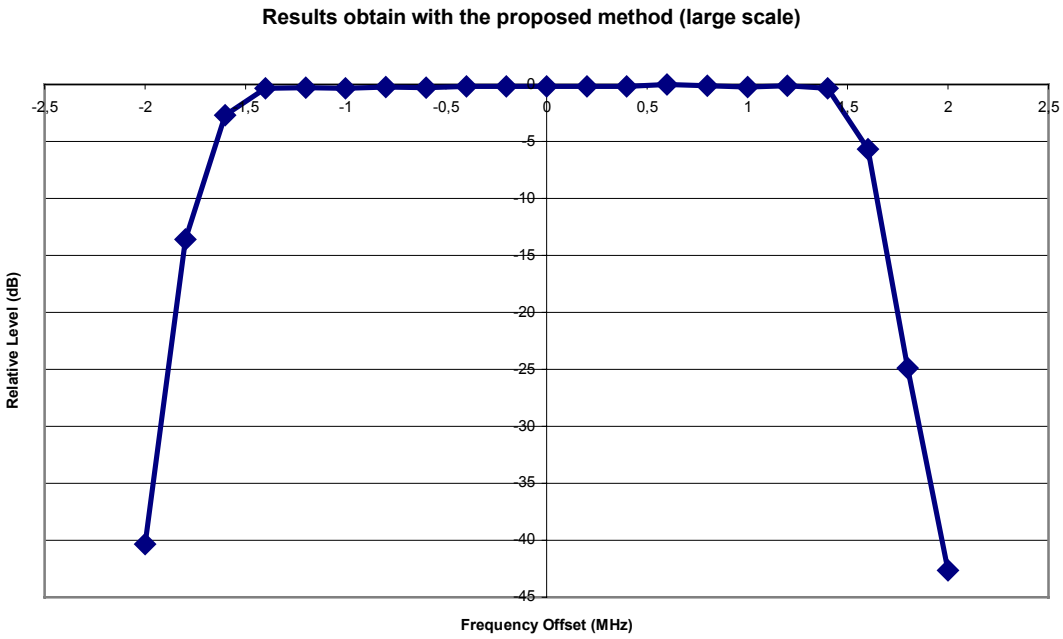


Figure 5 : Results obtain with the proposed method (large scale)

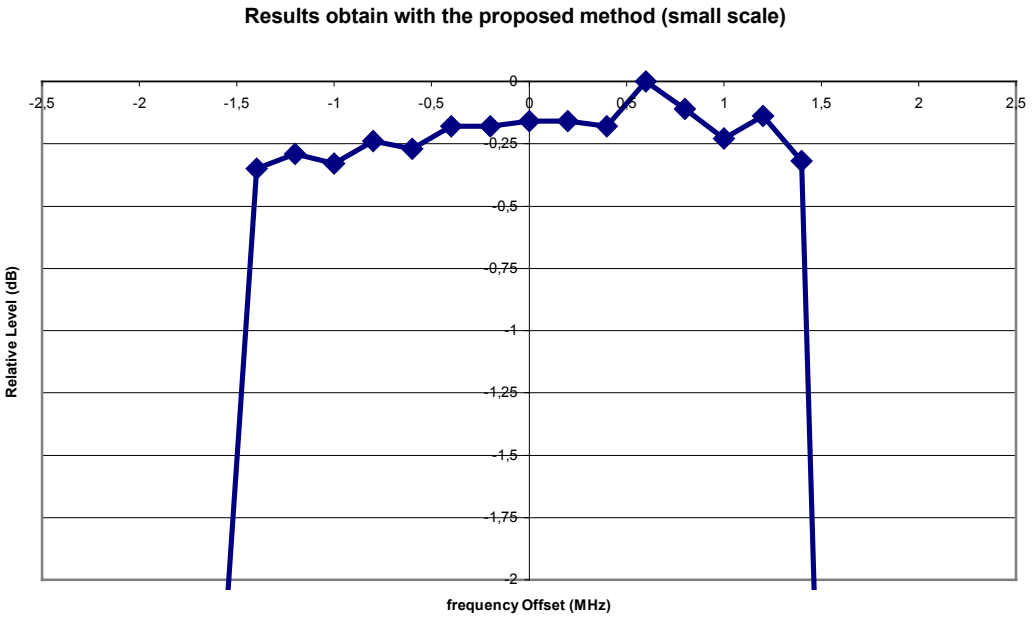


Figure 6 : Results obtain with the proposed method (small scale)

The figure hereafter presents the dispersion of the correction relevant measurement.

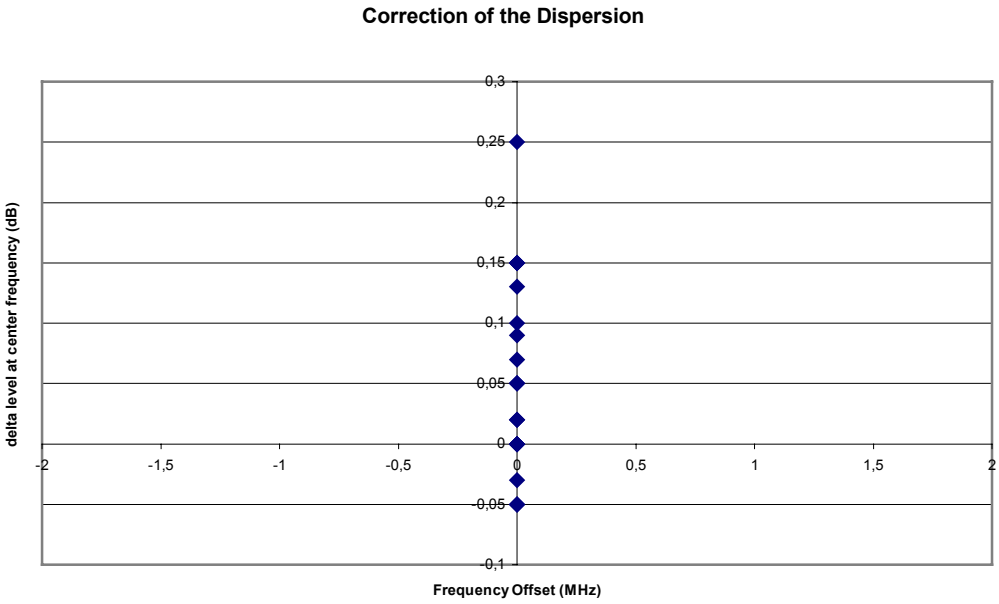


Figure 7 : Correction of the dispersion at channel center frequency

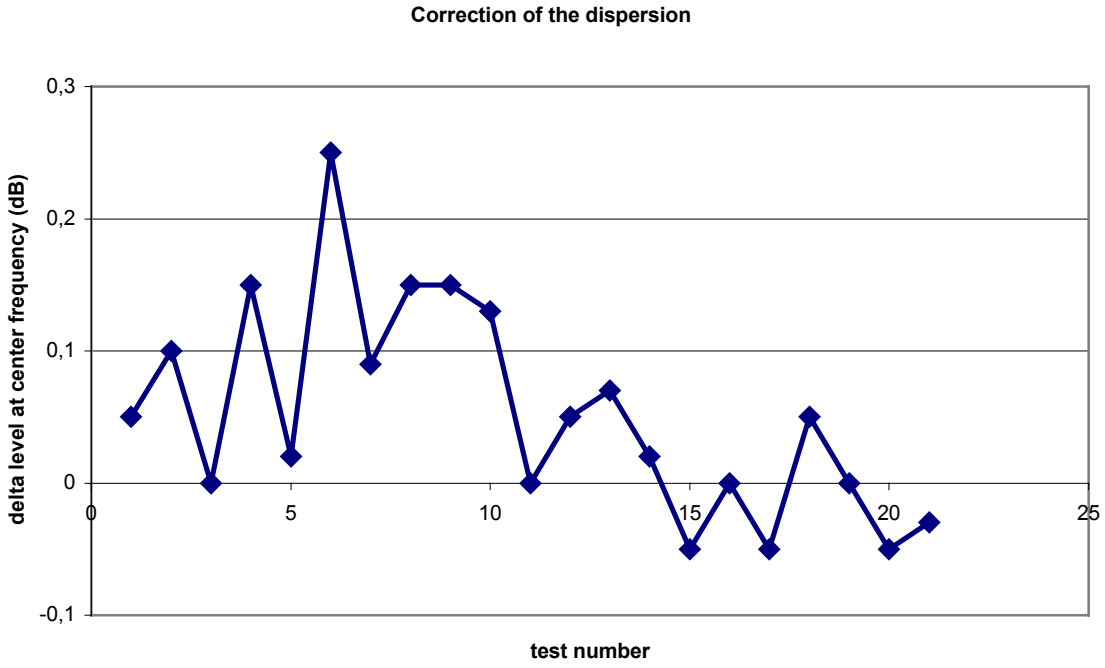


Figure 8 Correction Dispersion relative to the test number

3.2 Analysis of the contribution

There is a general trend for all these measurement; there is an additional gain slope.
The elapsed time of this measurement is 20 minutes, for 44 points of measurement.
Perturbations could have several origins:

- Propagation: variations of propagation conditions in the atmosphere may change during the measurement duration. The higher the frequency, the larger the contribution.
- Motion of the satellite combined with antennas gain slope : this results in a modification of the payload antenna pointing to the ground station direction. Its effect depends on the location of the IOT station within the Satellite antenna diagrams.
- Ground station stability: thermal RF ground chain stability, antenna-pointing stability, and measurement equipment stability…
- Satellite temperature: RF gain chain during the elapsed time

The previous In Orbit Tests have all presented a dispersion of 0.25 dB to 0,5 dB for 3 MHz until 30 MHz bandwidth filter.

3.3 Advantage of the new IOT Gain flatness Measurement method

This new method allows to compensate all these medium-term drifts affecting the measurement conditions.

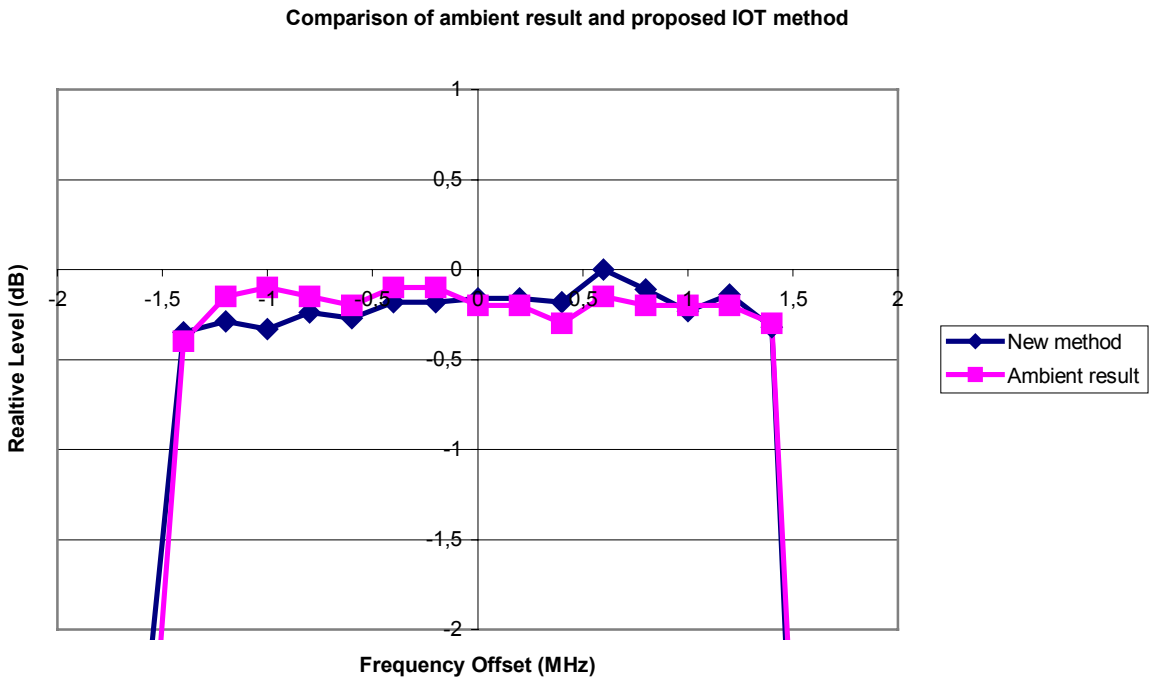


Figure 9 Comparison of ambient ground test result with IOT proposed method

4. CONCLUSION

The new gain frequency response improves the gain flatness measurement of communication channels, with respect to conventional methods.

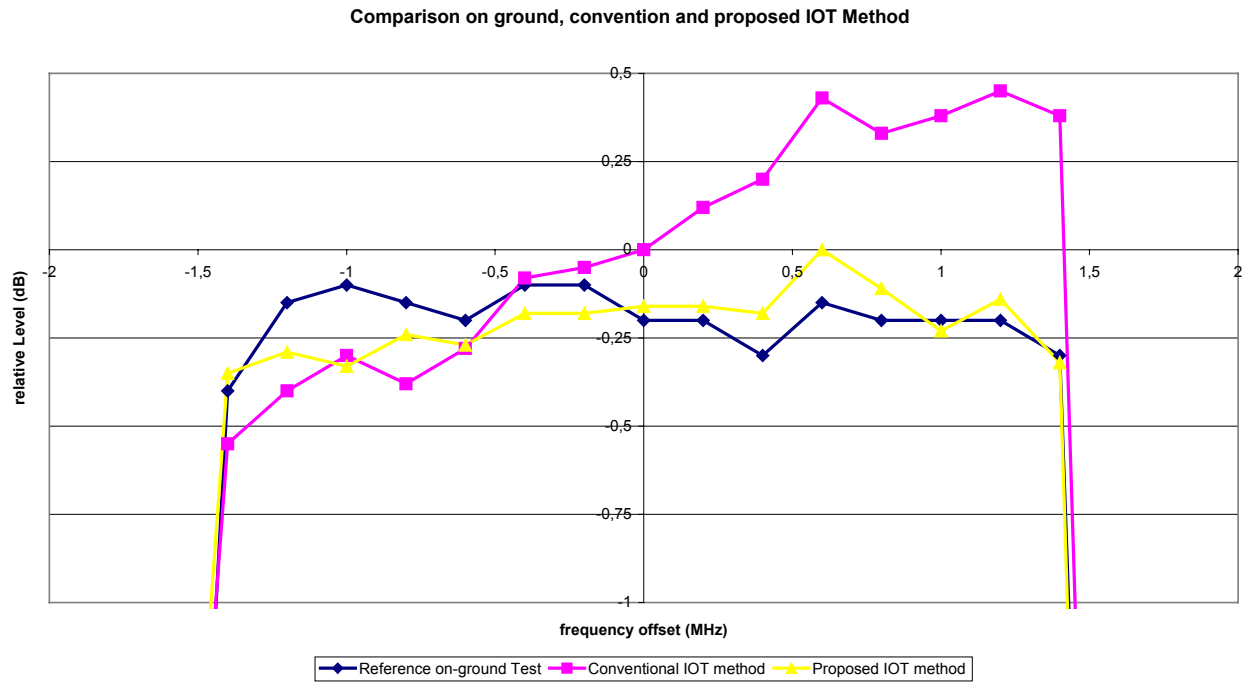


Figure 10 Comparison of Reference on-ground test, Conventional IOT method and Proposed IOT method.

ETSC

ETSC Annual Activities
Gerhard Mayer - Germany

Experimental works made by Teledetection
Pierre Sabouroux,Jean-Michel Geffrin – Institut Fresnel,France

Acquisition and storage
Steve Lyons - Qinetiq,UK

Improvement of radio spectrum efficiency
P.Fuerxer - SEE

Lecture on status of recording
B.Bago - Heim Systems

21/05/03 14:34

Dispositifs Expérimentaux de l'équipe Télédétection et Expérimentation Micro-onde de l'Institut Fresnel
Applications aux tests d'antennes et aux mesures de diagrammes de diffraction d'objets 2D et 3D

P. SABOUROUX, JM. GEFFRIN.
Institut Fresnel, Faculté de St. Jérôme, case 262, Av. Escadrille Normandie-Niemen, 13397 Marseille Cedex 20.

La base de mesure situé sur le site universitaire de Marseille Nord (Technopôle de Château Gombert) et utilisée par l'équipe TEM de l'institut Fresnel est constituée par une grande Cage de Faraday anéchoïque dans laquelle est implanté un ensemble de positionneurs mécaniques d'antennes et de cibles. Cet ensemble nous permet d'accéder à un grand nombre de configurations de mesures : monostatique ou bistatiques 2D ou 3D grâce à un tout nouveau positionneur sphérique. Le domaine de fréquence est compris entre 500 MHz et 26.5 GHz

Les principaux domaines de recherche expérimentale de l'équipe peuvent être regroupés en trois groupes :

- Détermination de diagrammes de diffraction 2D et 3D dans le cadre d'études sur des :
  - → Problèmes Directs : Diagrammes de diffraction et Surfaces Equivalentes Radar [1].
  - → Problèmes Inverses : détection et reconnaissance de forme d'objets [2, 3].
- Caractérisation d'antennes [4].
- Caractérisation électromagnétique en temps réel de matériaux sur une large bande de fréquence.

Références

[1] G. Gazoty, P. Sabouroux et R. Deleuil
"Electromagnetic scattering from rough metallic surfaces",
IEEE Trans. on Antennas and Propagation, article accepté et à paraître en juin 2003

[2] K. Belkebir, S. Bonnard, F. Pezin, P. Sabouroux, M. Saillard,
"Validation of 2D inverse scattering algorithms from multi-frequency experimental data",
Journal of Electromagnetic Waves and Applications, Vol. 14, 1637-1667, 2000

[3] K. Belkebir, M. Saillard,
"Special section on testing inversion algorithms against experimental data",
Inverse problems, Vol. 17, pp. 1565-1571, 2001.

[4] S. Enoch, G. Tayeb, P. Sabouroux, N. Guérin, and P. Vincent.
A Metamaterial for Directive Emission.
Phys. Rev. Lett. **89** , 213902 (2002).

P. SABOUROUX, JM. GEFFRIN.
Institut Fresnel, Faculté de St. Jérôme, case 262, Av. Escadrille Normandie-Niemen, 13397 Marseille Cedex 20
pierre.sabouroux@fresnel.fr *jean-michel.geffrin@fresnel.fr*

European Telemetry Standardisation Committee
ETTC'03 briefing SC3 - acquisition and storage

S.W.Lyons
QinetiQ U.K.

swlyons@QinetiQ.com

Abstract

This report, presented under the auspices of the European Telemetry Standardisation Committee (ETSC) – sub committee 3, cites data acquisition & storage issues facing the telemetry user community and reports upon associated standardisation activities. The briefing includes an update upon ongoing Range Commanders Council standardisation tasks.

Background

Magnetic tape based recording technology has for several decades provided telemetry engineers with a means of electronically recording and reproducing telemetry for post trial data reduction and analysis. The need for standardisation in this field was incontrovertible and magnetic recorder/reproducer standards were duly devised to further the compatibility of recording devices on test Ranges; primarily to provide a standard medium/ format to permit the interchange of data records between the various facilities. [1]

The body principally responsible for this activity was the Telemetry Working Group of the Inter-Range Instrumentation Group (IRIG), which under the name Range Commanders Council (RCC) retains this distinction to the present day. Indeed the ubiquitous IRIG compatible multi-track recording systems were manufactured in quantity by several European and U.S. companies and, with a large installed user base, these recorders still remain in regular use to this day in telemetry and other data acquisition applications.

By the 1970's telemetry applications had changed from being entirely analogue in nature to include PCM formats. Initially this transformation was accomplished by assigning track(s) for recording serial PCM data, but as data rates increased alternative techniques became inevitable.

This transition from the analogue to digital domain through the adoption of parallel high density digital recording techniques [2] was by no means problem free, with the user community frequently experiencing data fidelity problems. Prominent users of high-density digital recording systems reported that they were obliged to devote considerable in-house effort to overcoming recording related problems. During this period HDDR systems were invariably engineered around IRIG 28 track tape transports. However, the proprietary digital formatting electronics employed essentially negated any format standardisation and for the most part telemetry users lamented the absence of an IRIG interchange standard; preferring not to be reliant on a single supplier for equipment [3]

In 1981 the recording Industry users and manufacturers forum[4] was established in the UK. TRIUMF was modelled on the American Tape Head Interface Committee.[5]

Attendance at TRIUMF by both users and manufacturers was healthy for many years and the forum proved to be a successful vehicle for sharing knowledge and resolving recording related problems.

Industry trends

The convergence of audio, video, and data into the digital domain, coupled with the movement to significantly higher data rates in telemetry and wide-band sensor data acquisition applications led to the adoption of rotary head recording technology in order to attain improved data transfer rates and volumetric capacity. Attempts to stipulate standards in this arena were spectacularly unsuccessful (e.g. MIL-STD-2179) with the commercial Industry dominating in both the domestic and professional markets. Thus the proliferation of recording formats continued; the RCC adopting ½ inch and 19mm digital recording formats for telemetry applications (based upon the use of SVHS and D1 video-cassettes) to achieve compatibility through equipment commonality.

Today's data storage systems encompass a number of technologies, with magnetic tape, disc, and solid state variants all to be found in telemetry applications. Storage device transfer rates and capacities (volumetric densities) continue to increase at startling rates - the capacity of hard discs have increased 100% per annum during the last three years, whilst tape capacity doubles every eighteen months. [6]

Commercial markets invariably nowadays drive advances in storage technology, with the consumer led volume sales being the catalyst for greater affordability and performance. The trend is thus for equipment vendors to utilise these developing technologies in instrumentation recording devices rather than strictly adhere to RCC standards.[7]

In order to realise interchange standards in acquisition and storage, against the backdrop of a proliferation of media and formats, the RCC had to re-appraise the situation and adopt a different approach.[8] IRIG standard 107–98 therefore addresses the need for commonality at the data interface to facilitate interoperability whilst accommodating new recording devices and communications technology.

Ongoing RCC tasks

Many of the major U.S. T&E Ranges continue to comment on the need for a common (standardised) approach to telemetry data archiving and storage. The Range Commanders Council continues to develop new, and update existing, standards to maintain their relevance to the test and evaluation profession. The current RCC tasks referenced below are pertinent to telemetry data storage and acquisition.

- TG – 47 Recorder command & control standard.

Task proceeding to schedule. The command structure in TG – 56 was adapted for this task. Changes will be initially incorporated as appendix A of Chapter 10.

- TG – 56 Solid state recorder standard

Comments on pink sheets were received December 2002. Fibre channel documentation, adopted from NATO STANAG 4575, is subject to further investigation.

The file structure is also adopted from 4575 as this facilitates host computing platform independence and commonality. The file structure does not define how data is physically stored on the recording media but provides a standardised method for access of stored data at the interface. For IRIG time synchronised formats a decision was made to add an optional *relative time* packet to the packet header and to each data packet.

The STANAG 4575 declassification procedure has been incorporated in its entirety. This procedure has been established with vendors in co-operation with government security agencies. The U.S. National Security Agency has endorsed STANAG 4575 Annex F, advanced memory system de-classification and sanitisation guidance, for use as interim guidance. The RCC has an action to verify Annex F and compare to chapter 10's de-classification procedure.

- TG - 63 Telemetry networks

Continuing discussion/ activity – RCC Vehicular Instrumentation Committee lead on this task.

- Telemetry attributes transfer standard - TMATS

The U.S. Ranges use TMATS to record and build the data structures needed to load test data systems and configure ground stations. The RCC is investigating the inclusion of vendor specific telemetry device attributes, without which TMATS will only be a partial solution.

- Disc based recorder study

The RCC has been requested to provide some guidelines in this area and promote interoperability. A study of file formats and system architectures is being proposed.

Summary

From the above, and recent telemetry conference proceedings, it is clear that formulating standards in this rapidly changing field is problematical, albeit the need for data interchange standards remains as convincing now than ever. The long gestation time associated with developing Industry standards frequently results in the users having already made strategic equipment procurement decisions, which inevitably promotes the proliferation of recording formats.

With the increasing use of distributed computing and networks within telemetry applications, the data interchange standard is increasingly being defined in terms of the logical format rather than the physical recording medium.

Acknowledgements

The author acknowledges the contribution of Joe Lloyd, Chairman, recorder and reproducer committee, Telemetry Group, Range Commanders Council for providing updates concerning the various RCC tasks.

Disclaimer

Any views expressed or implied are those of the author and do not necessarily represent those of QinetiQ, MOD or any UK government department.

© QinetiQ Ltd 2003

References

1. Fundamentals of radio telemetry, Marvin Tepper, 1959
2. Modern Instrumentation tape recording , Thorn EMI, 1986
3. Telemetry recorder requirements [presentation to TRIUMF 1987] D. Francis RAE Aberporth
4. TRIUMF ; www.triumf.org
5. THIC ; www.thic.org
6. Moore's law and data storage, Kobler and Hariharan [Presentation to THIC November 2002]
7. The merging of instrumentation recording and consumer storage technologies J. Matthews ETC 2000 Procs
8. Any chance to have a new tape standard? Dr Balazs Bago, ETC 2000 Procs

The statistical Evaluation Of the Effective Spectrum Availability

Pierre FUERXER, France.

An overcrowded spectrum:

Systems performances are more and more limited by the jamming power level produced by other users transmissions, in or out their allocated frequency band. As the elimination of all possible inter-system jamming is no more possible, it is mandatory to be able to predict the effective spectrum availability for all possible frequency allocation strategies.

Since many years, the radioelectric spectrum is overcrowded by more and more services. However, ITU find frequencies for more and more systems, as for example the second and third generations of cellular mobile telephone.

However, the present spectrum management techniques are reaching their limits. To cope with that request for more and more frequency allocations, it will be necessary to adopt new spectrum management methods.

An improved system behaviour:

The only long-term solution to cope with that complex environment is to adopt real time adaptive techniques based on the effective spectrum availability. The test of these new techniques needs the statistical evaluation of jamming power density including unintentional interference, spurious transmissions and inter-modulation products. However, that key parameter is highly scenario dependent.

A first paper entitled "*Evaluation methods for spectrum management strategies*" and presented in the ICTS Newsletter 8 shows the more promising ways to improve the global spectrum availability: improvement of signals technical parameters and better evaluation of unintentional interference, more realistic interference scenarios and precise estimation of user's needs...

A statistical evaluation of the received spectral power density:

In each specific case, the selection of the best frequency allocation strategy supposes the availability of a reference evaluation method. This method must be able to assess the relative merits of the various possible management strategies.

Today, simulation seems the only available evaluation method. However, in many random scenarios used for electromagnetic compatibility evaluation, analytical computation produces better results than simulation.

A second paper entitled "Evaluation method for spectrum management strategies" published in the Newsletter "Special edition" presents the relative merits of these two methods for various types of evaluation scenarios: deterministic scenarios, partially random scenarios and random scenarios.

A new frequency management strategy:

In the past, fixed frequency allocations, mainly to fixed links or RADAR stations, was defined accordingly to predicted propagation losses. The remaining jamming were eliminated by local adjustments.

In the future overcrowded radio-electric spectrum, the channel availability will be only statistically known. New systems will have to adapt to that environment and simultaneously to offer more and more reliable final user quality of service.

The definition of both new systems and spectrum management techniques able to increase the overall spectral efficiency is an interactive process. A global optimisation can only be achieved on the basis of an internationally agreed statistical evaluation method of the effective spectrum availability.

The definition of this method is a very important goal.

Vendor Independent Data Format: IRIG-106 Chapter 10

Mark Buckley (EMC), dr. Balázs Bagó (Heim-Systems)

Abstract

Originally a solid state recording standard – later extended to general digital recording format for tape and hard disk recording as well. Short history: first try: IRIG-107, root of the Chapter 10. What is the vision of the RCC with Chapter 10. Data Current stage: pink sheet discussions closed, issue date within weeks. Efforts done by recorder / reproducer vendors, available software tools and packages. Next steps to achieve the vision of RCC.

The basic concept of the Chapter 10 is media independent digital data format. Based on packetized data formats – roots are CCSDS, IRIG-107. Data sources are placed in separate data packets. Absolute or relative time stamping. The recording is optimized for small overhead, but sufficient for full analysis and data reconstruction. Initially supported data formats PCM, MIL-1553, ARINC-429, Voice, analog data, serially transmitted general message data, video. All source parameters are kept along with the data using extended TMATS.

Further Chapter 10 elements: Control Mnemonics, Solid State Declassification, Fiber-Channel download specifications – all serve vendor independent recorder interfaces.

ICTS

Welcome, ICTS Overview	Gerhard Mayer, Germany
Introduction of Regional Coordinators	Gerhard Mayer, Germany
Regional Reports :	
Region 1 Report & Newsletter operation :	Jean Marie Berges & Jean Isnard, FRANCE
Region 2 Report	Mike Ryan, USA
Region 3 Report	Viv Crouch, Australia
IC4.ICTS WG 1 Report, 3-30GHz Spectrum Studies	Darrell Ernst, USA
Global Spectrum Utilization Matrix	Mike Ryan, USA
Advanced Range Telemetry Project Report	Jim Tedeschi, USA
3-30GHz Telemetry Research Projects	Saul Ortigoza, USA
The Part 15 Device Threat to Telemetry - An Update	Mike Ryan, USA
Illustration of how the French *Agence Nationale des Fréquences* (ANFR)monitors the frequency spectrum in FRANCE	Général Robert Le Guen
Impact of Technology on Telemetry Bandwidth	Darrell Ernst, USA
The Statistical Evaluation of Effective Spectrum Availability	Pierre FUERXER, France
The Economic Value of Aerospace Telemetry	Darrell Ernst, USA
Meeting Adjourned	