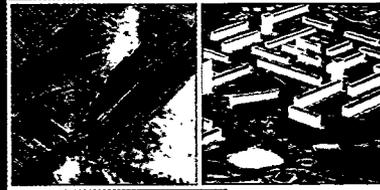


ONERA

MASTER



Activités

scientifiques

et techniques

1997

RECEIVED
JUN 11 1997
OSTI

DISTRIBUTION OF THIS DOCUMENT IS UNLIMITED
FOREIGN SALES PROHIBITED

al

DISCLAIMER

Portions of this document may be illegible in electronic image products. Images are produced from the best available original document.

Gestion INIS
Doc. enreg. le : 6.12.98
N° TRN : F.R.9.8.0.6276
Destination : I,I+D,D

Activités Scientifiques
et Techniques
1997

6/12/98

Le mot du président



Premier acteur français de la recherche aéronautique et spatiale, l'ONERA a entrepris dans le courant de l'année 1997 de se réorganiser dans le but d'améliorer la qualité des services qu'il rend aux services étatiques et à ses partenaires industriels. Il en sort profondément transformé et revitalisé, avec pour objectifs de conforter sur la scène française sa position de leader et de devenir un acteur majeur sur la scène européenne.

Réactivité accrue, mais aussi souci aigu de devancer la demande à long terme, tels sont les objectifs centraux de notre action. Ces améliorations seront bien sûr le fruit d'un dialogue plus approfondi et d'un travail plus étroitement coordonné avec nos clients et nos partenaires de recherche. Elles nécessitent en outre une relance résolue de la recherche amont, qui est la seule en mesure de créer les connaissances qui seront employées par l'industrie dans les 10 à 20 prochaines années. Notre effort ne se limite donc pas à conce-

*“ Un ONERA
transformé et
revitalisé ”*

voir et à mettre en œuvre des pratiques modernes de gestion et de conduite de la recherche. Nous devons aussi faire face à une réduction de notre potentiel, touchant nos effectifs les plus âgés, donc les plus expérimentés; par ailleurs, nous souhaitons mettre en œuvre un rapprochement avec les autres acteurs de la recherche scientifique. Cette politique déjà pratiquée avec nos partenaires de l'AEREA sera stimulée; elle le sera notamment chaque fois que devra être regroupée une force de frappe significative pour régler, rapidement et efficacement, les problèmes du secteur aérospatial et pour permettre à nos clients industriels, grandes sociétés mais aussi PME/PMI, de conquérir ou conserver la meilleure place. En outre, dans le souci d'apporter des solutions innovantes aux problèmes et d'identifier très tôt les ruptures technologiques qui révolutionnent périodiquement le domaine, la recherche de base finalisée sera fortement stimulée. Cette recherche s'appuiera également à l'extérieur sur des alliances avec certains partenaires du monde académique

au premier rang desquels le CNRS, avec le CEA et avec certains autres établissements français et européens, sur des objectifs ambitieux et partagés avec eux.

L'ensemble de ces actions bénéficiera de notre base scientifique et technique réputée pour sa pluridisciplinarité et son efficacité. Les programmes et la politique de partenariats se déclinent dans notre Plan stratégique scientifique, qui offre une vision à moyen-long terme de nos objectifs et constitue le principal outil de gestion scientifique cohérente de l'ensemble de nos travaux.

Ces objectifs s'accompagnent d'une politique rigoureuse de jugement par les pairs du travail des départements, avec la mise en œuvre de Conseils d'évaluation et d'orientation ainsi que de groupes de travail placés les uns et les autres sous le contrôle de notre Comité scientifique et technique.

L'ONERA mène aussi un effort original de valorisation de ses propres travaux de recherche en regroupant certains d'entre eux au service d'objectifs à forte valeur ajoutée dans des Projets de recherche fédérateurs. Ces projets, dont la majorité sont constitués d'actions de recherche à moyen-long terme, ont l'ambition de précéder la demande industrielle en focalisant très tôt les efforts de recherche élémentaires qui les composent sur des objectifs d'application bien identifiés. Ils sont également les pôles autour desquels des actions de coopération avec tous les acteurs des mondes académique et industriel peuvent se constituer. Sur ces projets, comme sur des thèmes de recherche plus classiques, l'ONERA est heureux d'accueillir des chercheurs de haut niveau ainsi que des stagiaires doctorants et post-doctorants.

Les candidats non français sont bienvenus et leur nombre est appelé à croître. Enfin, de nombreuses actions de coopération sur contrats industriels, français et européens, sont en cours et leur proportion dans notre volume d'activité est elle aussi destinée à croître.

*“ Une ouverture
aux partenariats
scientifiques ”*

Un effort sans précédent de valorisation commerciale a été entrepris. Vos correspondants de la direction de la stratégie et de l'action commerciale sont à votre écoute pour vous aider à identifier les spécialistes auxquels vous exposerez vos problèmes les plus complexes et dont vous êtes en droit

d'attendre les solutions les plus efficaces. Ces spécialistes constitueront pour vous, le cas échéant, les équipes projet compétentes pour vous proposer des assemblages pluridisciplinaires de technologies. Pour une meilleure efficacité, la constitution de laboratoires

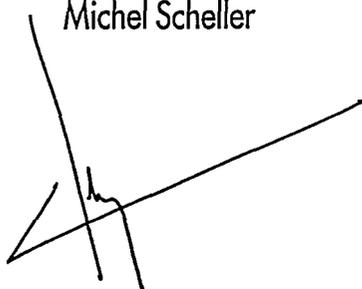
mixtes ONERA-Industrie peut être envisagée. Nulle part ailleurs qu'à l'ONERA vous ne trouverez une vision prospective aussi large du domaine aéronautique et spatial, avec une panoplie aussi complète de techniques adaptées et facilement accessibles. Enfin,

l'ONERA est depuis peu membre du Consortium de Recherche et d'Innovation pour l'Entreprise, qui constitue pour les PME/PMI un point d'entrée efficace vers ses multiples compétences.

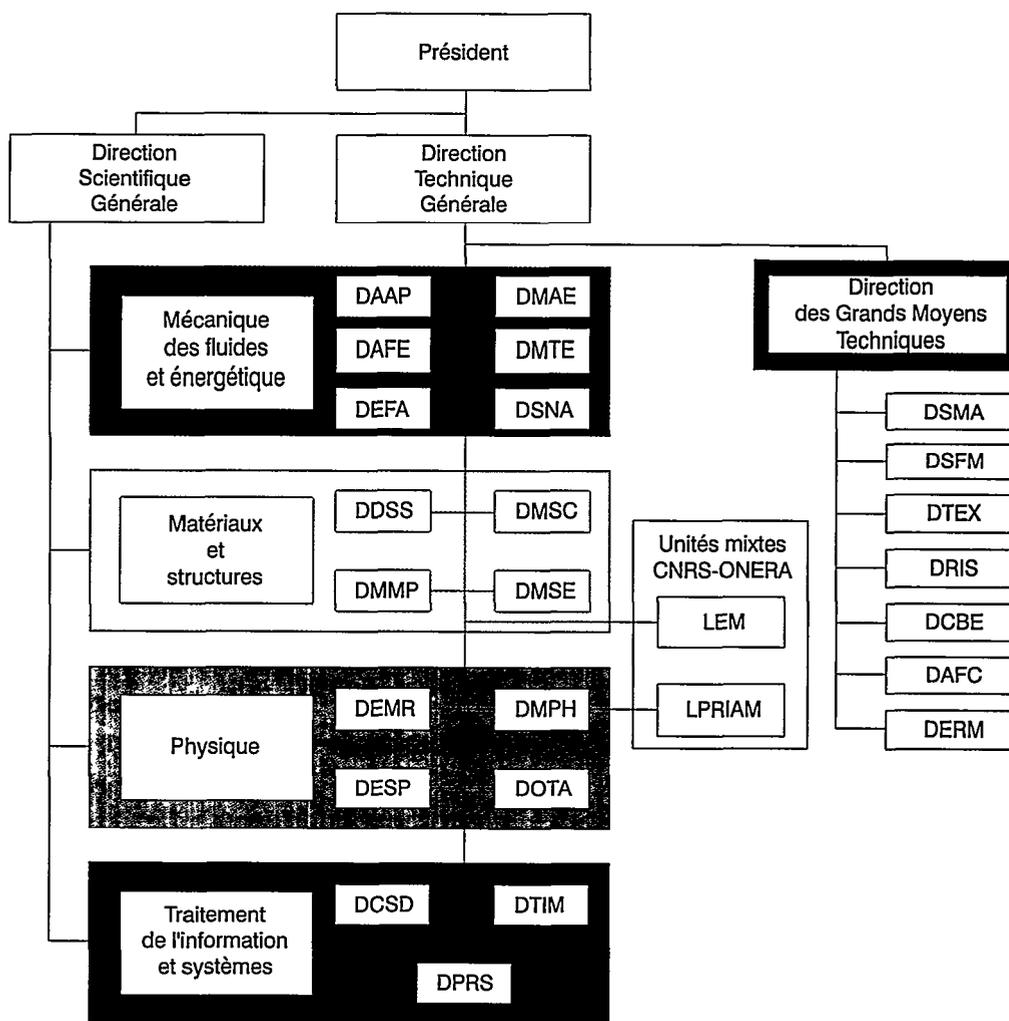
*“ Une évaluation
rigoureuse
des travaux
de recherche ”*

*“ Ouvrir la
science à
l'industrie ”*

Michel Scheller



Organisation scientifique et technique



Effectifs au 1^{er} janvier 1998

Effectif total : 2183 dont 1070 Ingénieurs et Cadres et 207 Doctorants

Sommaire

Mécanique des Fluides et Énergétique.....	1-1
DSNA : Département Simulation Numérique des écoulements et Aéroacoustique.....	1-2
DAFE : Département Aérodynamique Fondamentale et Expérimentale.....	1-5
DMAE : Département Modèles pour l'Aérodynamique et l'Énergétique.....	1-7
DAAP : Département Aérodynamique APpliquée.....	1-10
DEFA : Département Énergétique Fondamentale et Appliquée.....	1-12
DMTE : Département Moyens Techniques de l'Énergétique.....	1-14
Matériaux et Structures	2-1
DMMP : Département Matériaux Métalliques et Procédés.....	2-2
DMSE : Département Mécanique du Solide et de l'Endommagement.....	2-5
DMSC : Département Matériaux et Systèmes Composites.....	2-8
DDSS : Département Dynamique des Structures et des Systèmes couplés.....	2-11
LEM : Laboratoire d'Étude des Microstructures.....	2-13
Physique	3-1
DESP : Département Environnement SPatial.....	3-2
DEMRE : Département ÉlectroMagnétique et Radar.....	3-5
DMPH : Département Mesures PHysiques.....	3-8
DOTA : Département Optique Théorique et Appliquée.....	3-13
Traitement de l'Information et Systèmes	4-1
DPRS : Département PRospective et Synthèses.....	4-2
DCSD : Département Commande des Systèmes et Dynamique de vol.....	4-4
DTIM : Département Traitement de l'Information et Modélisation.....	4-7
Grands Moyens Techniques	5-1

Sigles

ACTIF	Avion de Combat Tactique Intégrant la Furtivité
AEREA	Association des Établissements de Recherches Européens en Aéronautique
AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
ASLP	Air/Sol Longue Portée
ASMP	Air/Sol Moyenne Portée
ATHOS	Apache sur Territoire HOStile
BDTO	Base de Données Thermo-Optique
BOA	Barre d'Optique Adaptative
CANARI	Code d'Analyse NAvier-Stokes dans une Roue Isolée
CAT	Contrôle d'Attitude de Télescope
CCD	Charges Coupled Device
CCE	Commission des Communautés Européennes
CEA	Commissariat à l'Énergie Atomique
CEA/LIR	Commissariat à l'Énergie Atomique / Laboratoire InfraRouge
CEAT	Centre d'Essais Aéronautiques de Toulouse
CEG	Centre d'Études de Gramat
CELAR	Centre d'Électronique de l'Armement
CEPr	Centre d'Essais des Propulseurs
CEPRA	CEPr-oneRA
CERGA	Centre d'Études et de Recherches Géodésiques et Astronomiques
CERMICS	Centre d'Enseignement et de Recherche en Modélisation, Informatique et Calcul Scientifique situé à l'INRIA Sophia Antipolis
CEV	Centre d'Essais en Vol
CHEFREN	Concept Hybride d'Ensembles Furtifs à Réservoirs pour Énergies Nucléaires
CIEL	Contrôle aux Incidences Élevées
CIRA	Centre Italien de Recherches Aérospatiales
CMA	Centre de Modane Avrieux (ONERA)
CNES	Centre National d'Études Spatiales
CNRS	Centre National de la Recherche Scientifique
COGITE	COntôle de la GITE
COVAS	COntôle du Vol de l'Avion Souple
DEESSE	Dépôt d'Énergie Solaire sur la ScènE
DLR	Deutsche Forschungsanstalt für Luft - und Raumfahrt
DME	Direction des Missiles et de l'Espace
DNW	Deutsche Niederländischer Wind-kanal
DRA	Defense Research Agency
DREAM	Démonstrateur pour Recherches et fluides sur l'Agilité et la Manoeuvrabilité
DTP	Développement Technique Probatoire
EC	Eurocopter
ECL	École Centrale de Lyon
ECRIN96	Étude du Champ Radiatif Infrarouge des Nuages
ESA	European Space Agency
ESO	European Southern Observatory
ETW	European Transonic Wind tunnel
EUCLID	EUropean Cooperation Long term In Defense
FEP	Fonction d'Étalement de Point
FFE	Fluorescence par Faisceau d'Électrons
FGAN-FHG	ForschungsGesellschaft für Angewandte - Forchungsinstitut für HochfrequenzPhysik
FLA	Future Large Aircraft

GARTEUR	Group for Aeronautical Research and Technology in Europe
GEMINI	Generic wind tunnel Model for airframe propulsion integration investigation with emphasis
GPS	Global Positioning System
GRAVES	Grands Réseaux Appliqués à la VEille Spatiale
HDR	Habilitation à Diriger des Recherches
IAD	Intelligence Artificielle Distribuée
IFF	Identification Friend or Foe
IHI	Ishikawajima-Harima Heavy Industries
ISAR	Inverse Synthetic Aperture Radar
LEM	Laboratoire d'Étude des Microstructures
MARS	Missile Aérobie à Rôle Stratégique
MARTEL	Moyen Aéroacoustique de Recherche et Technologie sur l'Environnement des Lanceurs
MASCOTTE	Montage Autonome Simplifié pour la Cryocombustion dans l'Oxygène et Toutes Techniques Expérimentales
MERIC	Moyen Expérimental pour la Reconnaissance de l'Identification des Cibles
MIRAGE	Module d'InteRfAce Géométrique
MISTRAL	Modélisation Infrarouge de Scènes Terrestres RéAListes
MOLIERE	MOdule de LumInancE infraRougE
MOSAS	MOdélisation et Simulation de l'Avion Souple
MUSIC	MUltiple Signal Classification
OHP	Observatoire de Haute Provence
PAME	Projet d'Atelier de Modélisation en Électromagnétisme
PEIL	Pseudo-Étoile Inertielle Laser
PREPHA	Programme de REcher'che sur la Propulsion Hypersonique Avancée
RAMSES	Radar Aéroporté Multi-Spectral d'Études de Signatures
REAL	Robust Efficient Automatic control Laws design
RESPECT	Rotorcraft Efficient and Safe ProcEdure for Critical Trajectories
SAPHYR	Simulation Aérothermochimique pour la Propulsion HYpeRsonique
SATRAP	Système Automatique de TRANquillisation et de Pilotage
SEPTRA	Structure Expérimentale Pour TREillis Actif
SER	Surface Équivalente Radar
SICAP	Spectromètre InfraRouge Cryogénique Aéroporté
SOO	Synthèse d'Ouverture Optique
SPOT	Satellite Pour l'Observation de la Terre
STPA	Services Techniques des Programmes Aéronautiques
STTE	Service Technique des Télécommunications Électroniques
TESOS	TempératurE de Surface d'Objets de Scène
TIRA	Tracking and Imaging RAdar
TLE	Two-Lines Element Set
TSI	Techno Sud Industrie
TURMA	banc de TURbine de Recherche de Modane Avrieux
USAF	United States Air Force
VASCO	Vibro-Acoustique des Structures COmposites
VCEL	Vertical Cavity surface Emitting Laser
VEGA	Validation Expérimentale en Grille Annulaire
VEST	VEcteur à STAto Réacteur
WAVENC	WAke Vortex Evolution and ENCOUNTER

Contacts

	tél.	fax	mél
Direction scientifique générale :	01 46 73 40 22	01 46 73 41 51	legendre@onera.fr
Direction technique générale :	01 46 73 40 31	01 46 73 41 51	vlefevre@onera.fr
Direction de la stratégie et de l'action commerciales :	01 46 73 40 25	01 46 73 41 63	thuret@onera.fr
Directeurs de départements scientifiques :			
DAFE Jean Détery	01 46 73 51 61	01 46 23 51 51	delery@onera.fr
DAAP Jean-Jacques Thibert	01 46 73 42 19	01 46 73 41 46	
DCSD Jean-Pierre Jung	03 20 49 69 13	03 20 52 95 93	
DDSS Christian Soize	01 46 73 46 14	01 46 73 41 43	soize@onera.fr
DEFA Francis Hirsinger	01 46 73 43 18	01 46 73 41 47	hirsinger@onera.fr
DEMR Jean-Louis Boulay	01 46 73 62 00	01 69 93 62 69	boulay@onera.fr
DESP Manola Romero	05 62 25 25 65	05 62 25 25 50	
DMAE Jean Cousteix	05 62 25 25 80	05 62 25 25 50	cousteix@onera.fr
DMMP Shigehisa Naka	01 46 73 44 50	01 46 73 41 64	naka@onera.fr
DMPH Alain Bernard	01 46 73 48 33	01 46 73 41 48	abernard@onera.fr
DMSC Daniel Abbé	01 46 73 45 10	01 46 73 41 42	abbe@onera.fr
DMSE Jean-François Stohr	01 46 73 44 88	01 46 73 48 91	stohr@onera.fr
DMTE Yves Le Bot	01 46 73 43 20	01 69 93 61 61	
DOTA René Jalin	01 46 73 63 20	01 46 73 34 71	jalin@onera.fr
DPRS Claude Aumasson	01 46 73 49 71	01 46 73 41 49	aumasson@onera.fr
DSNA Philippe Morice	01 46 73 42 79	01 46 73 41 66	morice@onera.fr
DTIM René Jacquart	05 62 25 25 90	05 62 25 25 50	jacquart@onera.fr
Laboratoires mixte ONERA-CNRS			
LEM Patrick Veyssièrre	01 46 73 44 40	01 46 73 41 55	veyssier@onera.fr
LPRIAM Jacques Jolly	01 69 93 61 73	01 69 93 61 82	jolly@onera.fr

Mécanique des Fluides et Energétique

La branche «mécanique des fluides et énergétique» regroupe toutes les activités précédemment conduites dans les directions scientifiques de l'Aérodynamique et de l'Énergétique, dans la division Acoustique de la direction scientifique de la Physique générale, dans les départements Derat (Aérothermodynamique) et Dermes (Mécanique et énergétique des systèmes) de l'Onera-Cert ; elle intègre aussi quelques éléments de l'IMFL et de la Direction des études de synthèse.

La structuration de cette branche a été réalisée avec l'objectif d'un recouvrement limité des spécialistes des 6 départements créés, tout en composant avec le souci de maintenir les compétences existantes et de prendre en compte des contraintes géographiques et de taille.

L'aérodynamique se trouve ainsi répartie entre 4 départements : DEFA (Aérodynamique Fondamentale et Expérimentale, Chalais-Meudon), DAAP (Aérodynamique Appliquée, Châtillon et Lille), DMAE (Modèle pour l'Aérodynamique et l'Énergétique, Toulouse) et DSNA (Simulation Numérique des Écoulements et Aéroacoustique, Châtillon). L'énergétique est étudiée aussi dans 4 départements : DEFA (Énergétique Fondamentale et Appliquée, Châtillon et Palaiseau), DMAE, DSNA et DMTE (Moyens Techniques de l'Énergétique, Palaiseau). L'acoustique a été intégrée à DSNA dans la perspective d'un renforcement des activités de nature numérique; ce département conserve certains moyens d'essais spécifiques tels que la soufflerie anéchoïque Cepra19, quelques activités d'acoustique sont aussi maintenues au DMAE. L'unité de l'IMFL rattachée au DAAP est celle traitant de la mécanique industrielle des fluides. Les spécialistes des problèmes de rentrée atmosphérique en provenance de DES appartiennent au DEFA;

Deux départements possèdent des vocations transverses vis-à-vis de l'aérodynamique et de l'énergétique. C'est tout d'abord le DMAE qui rassemble sur Toulouse les potentiels du Derat, du Dermes et du Laboratoire de propulsion du Fauga-Mauzac ; le développement des modèles physico-chimiques constituant une priorité de la branche pour les prochaines années, la recherche de la meilleure complémentarité possible entre les activités de DMAE, DAFE et DEFA constituera un objectif prioritaire. C'est en second lieu le DSNA pour les développements logiciels, en vue d'améliorer la synergie entre les codes d'aérodynamique et d'énergétique. Deux départements restent spécialisés en aérodynamique (DAFE et DAAP) et deux en énergétique (DEFA et DMTE), avec une répartition des activités à l'intérieur de chacun de ces deux groupes de départements légèrement différente pour des raisons opérationnelles.

Des instances en cours de mise en place (Collège scientifique de branche, Conseils d'évaluation et d'orientation de département) viendront compléter à brève échéance la nouvelle organisation.



Paul KUENTZMANN
directeur de branche
avec ses directeurs de
département.
De gauche à droite :
Francis HIRSINGER,
Philippe MORICE,
Yves LE BOT; assis,
de gauche à droite :
Jean Jacques THIBERT,
Jean DELÉRY,
Paul KUENTZMANN,
Jean COUSTEIX

Département Simulation Numérique des écoulements et Aéroacoustique (DSNA)

Activités marquantes

Le département a été constitué d'équipes issues de trois des anciennes directions scientifiques: il s'agit des divisions d'aérodynamique théorique de la direction de l'Aérodynamique, d'une délégation de la direction de l'Energétique et de la division d'acoustique de la direction de la Physique générale.

Le périmètre d'activités du département couvre deux grands domaines distincts: la simulation numérique des écoulements en aérodynamique et énergétique, d'une part, l'aéroacoustique, d'autre part.

Le premier, la simulation numérique des écoulements, est centré sur le développement de méthodes numériques précises, robustes, efficaces et sur leur mise en œuvre dans des logiciels fiables et commodes d'emploi conçus et développés à DSNA pour répondre aux besoins des utilisateurs d'autres départements et de l'industrie aérospatiale, pour leur permettre de prévoir et optimiser les performances des avions, hélicoptères, turbomachines, lanceurs et missiles. A noter que l'accent est largement mis aujourd'hui sur la prévision des écoulements instationnaires, aussi bien avec la simulation numérique directe et des grandes échelles de la turbulence que pour les applications en aérodynamique et pour les phénomènes de combustion, en liaison avec les autres départements concernés par les modèles associés et leur validation.

Pour ce qui relève de l'aéroacoustique, le spectre d'intervention du département est plus large puisqu'allant des études fondamentales et théoriques au développement de techniques de mesure et à la mise en œuvre de la soufflerie anéchoïque Cepra19. Des modèles de prévision sont développés pour fournir des méthodes semi-empiriques, des méthodes couplées d'aérothermodynamique et de propagation acoustique et plus récemment des méthodes d'aéroacoustique numérique. Les activités expérimentales portent sur la localisation et la caractérisation des sources à partir de réseaux microphoniques et sur les corrélations entre capteurs représentatifs des sources et le champ acoustique.

Au titre des réussites en 1997, on peut mentionner, d'une part, la simulation numérique directe d'écoulements dans une cavité pour une étude aéro-optique concernant la reconnaissance aérienne et, d'autre part, des recherches sur le phénomène de détachement tourbillonnaire pariétal comme source d'instabilité dans les moteurs à propergol solide.

Des résultats intéressants ont été obtenus sur une méthode originale de couplage Euler-Lagrange pour une meilleure capture numérique des zones tourbillonnaires émises par des pales d'hélicoptères et des progrès significatifs ont été accomplis dans les méthodes de prévision du décrochage dynamique (méthode de couplage fort visqueux - non visqueux et résolution directe des équations de Navier-Stokes).

Dans le domaine de l'aéroacoustique on signalera le début d'études sur le bruit à large bande pour les soufflantes de turboréacteurs et les rotors d'hélicoptères.

Une forte activité a été conduite en coopération internationale bilatérale avec l'US Army, le NAL et surtout avec le DLR principalement pour la finalité hélicoptères. En plus des études menées dans les programmes européens en cours, des efforts importants ont été accomplis pour la préparation de nombreux programmes du 4^{ème} PCRD auxquels DSNA participera en 1998.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Philippe MORICE
Adjoints au directeur : Jean-Pierre VEUILLOT,
..... François VUILLOT
Conseiller scientifique : Jean Claude LE BALLEUR
Adjoint de gestion Jean Claude BOHL
Chargé de mission : Colmar REHBACH

Chefs d'unité :

Méthodes numériques à grands Reynolds : .. Jean Claude LE BALLEUR
Écoulements turbulents et réactifs instationnaires : Thien Hiep LÊ
Méthodes numériques
pour les écoulements instationnaires : Jacques SIDES
Méthodes numériques
pour les écoulements stationnaires : Jean Pierre VEUILLOT
Développement et production
du logiciel MSD/MSDH : François VUILLOT
Conception et développement
de l'ensemble logiciel-ÉlsA- : Laurent CAMBIER
Acoustique des machines tournantes : Serge LEWY
Propagation acoustique et rayonnement : Georges ELIAS
Bruit d'écoulement : Alain JULIENNE

Directeur de recherche : Georges ELIAS
Maîtres de recherche : Germain BILLET, Michel BORREL,
Denis DUTOYA, Michel GAZAIX, Thien Hiep LÊ Jean Claude LE BALLEUR,
Serge LEWY, Colmar REHBACH, Jacques SIDES, Jean Pierre VEUILLOT

Effectifs

Le département regroupe 75 ingénieurs, techniciens et personnels administratifs. Une vingtaine de doctorants, 9 collaborateurs extérieurs et quelques scientifiques du contingent complètent l'effectif.

Travaux publiés en 1997

- B. CHAOUAT - *Investigation of the flow field characteristics in the wall region with turbulent mass transfer*. Journal of Fluid Mechanics, mars 1997.
- B. CHAOUAT - *Flow analysis of a solid propellant rocket motor with aft fins*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 13 n° 2, mars/avril 1997.
- V. GLEIZE, R. SCHISTEL, V. COUAILLER - *Multiple scale modelling of turbulent nonequilibrium boundary layers flows*. Physics of Fluids 8 (10), p. 2716-2732, octobre 1996.
- J.-C. LE BALLEUR, Ph. GIRODROUX-LAVIGNE, H. GASSOT - *Development of viscous-inviscid interaction codes for prediction of shock boundary layer interaction control (SBLIC) and buffet over airfoils*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 56, Chapter 15, p. 221-244, VIEWEG 1997.
- J.-C. LE BALLEUR, Ph. GIRODROUX-LAVIGNE, M. NERON - *Contribution by ONERA : Viscous-inviscid interaction methods in 2D/3D steady/unsteady problems*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 58, Chapter II.19, p. 197-222, VIEWEG 1997.
- J.-C. LE BALLEUR - *The Le Balleur 2-half equation $k-u'v'$ (LBA.KUV) model (1981) - The Le Balleur integral (LBA.INT) model (1981-90)*. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 58, Chapter IV.2.6, p.537-542 et IV.7.3, p. 562-564, VIEWEG 1997.
- J. PRIEUR - *Aeroacoustics of open rotors, Part1 : discrete frequency rotor noise prediction methods, Part 2 : theory and calculation of helicopter rotor impulsive noise*. Publication ONERA 1997-1.
- G. RAHIER, Y. DELRIEUX - *Blade-vortex noise prediction using a rotor wake roll-up model*. Journal of Aircraft, Vol. 34, N°4, juillet/août 1997.
- Y.- H. YUNG, B. GMELIN, W. SPLETTOESSER, J.-J. PHILIPPE, J. PRIEUR, T.-F. BROOKS - *Reduction of helicopter blade-vortex interaction noise by active rotor control technology*. Progress in Aerospace Sciences, Vol. 33, p. 647-687, 1997.

Thèses soutenues en 1997

D. SITBON - *Etude de stratégies de calcul multidomaine pour la conception de chambres de combustion de statoréacteurs*. Université Blaise Pascal, Clermont-Ferrand, 25 mars 1997.

J.-R. JULIEN - *Accélération de la convergence vers une solution stationnaire des calculs en aérodynamique*, Institut National Polytechnique de Toulouse, 21 mai 1997.

G. CATTELANI - *Développement et implantation d'un modèle de turbulence au second ordre adapté à l'aérodynamique automobile (Cifre-PSA)*, Université de Paris VI-LEMFI, 3 octobre 1997.

L. CAZABEAU - *Méthode multidomaine non conforme pour la résolution des équations de Navier-Stokes incompressibles, instationnaires, tridimensionnelles*. Université de Paris VI, 16 octobre 1997.

V. NASTASI - *Etude numérique du tourbillon d'extrémité de pale de rotor d'hélicoptère en régime compressible*, Université de Paris VI - ENSAM, 23 octobre 1997.

J.-C. JOUHAUD - *Méthode d'adaptation de maillages structurés par enrichissement*. Université de Bordeaux I, 28 octobre 1997.

Dépôts de brevets

E.N. N° 97.11230 du 10 /10/1997- *Pale à signature sonore réduite pour voilure tournante d'aéronef, et voilure tournante comportant une telle pale*, (copropriété avec DLR *), Wolf SPLETTSTOESSER *, Berend VAN DE WALL *, Yves DELRIEUX, Patrick GARDAREIN

Résumé : L'invention porte sur une forme en plan d'une pale pour voilure tournante d'aéronef caractérisée par les lois d'évolution de la corde et de la flèche selon l'envergure. Les interactions des pales avec leurs tourbillons sont ainsi modifiées et le bruit, en particulier lors des phases d'atterrissage est atténué.

Département Aérodynamique Fondamentale et Expérimentale (DAFE)

Activités marquantes

Le DAFE a pour mission d'exécuter des recherches en aérodynamique en vue d'élucider la physique d'écoulements complexes et d'apporter une aide à la mise au point de modèles théoriques. Ses expériences servent aussi à la validation des codes de calcul développés, soit par d'autres départements (le DSNA principalement), soit par des industriels, français ou étrangers. La disponibilité de puissantes installations et de moyens métrologiques performants (vélocimétrie laser, Peinture Sensible à la Pression - ou PSP - en particulier) lui permettent d'offrir un soutien expérimental aux autres départements de l'Office ainsi qu'aux industriels.

Parmi les activités de recherche les plus marquantes de l'année 1997, on retiendra les expériences sur les nouveaux concepts de tuyère à corps central pour lanceurs futurs incluant l'opération ARPT (Advanced Rocket Propulsion Technologies financée par l'Esa, maîtrise d'oeuvre DAAP) et des recherches propres au département sur des formes simplifiées. La campagne ARPT a permis de tester la technique PSP sur une configuration complexe résultant de l'interaction entre des jets supersoniques issus de tuyères multiples. La description du champ de pression ainsi obtenue serait impossible à partir de prises de pression (voir la figure ci-dessous). L'opération Caimen, sous la responsabilité du DAAP, a donné lieu à une longue campagne d'essai dans la soufflerie transsonique S3, avec des sondages par vélocimétrie laser. Son objet était de qualifier en détail le champ résultant de l'interaction entre une aile et une nacelle propulsive contenant une TPS simulant le fonctionnement du moteur.

Sur le plan fondamental, l'écoulement dans une cavité en présence d'un écoulement extérieur transsonique a fait l'objet d'une analyse expérimentale très fine mettant en oeuvre des techniques de diagnostic avancées (en particulier, vélocimétrie laser avec analyse conditionnelle). Ces essais, qui doivent servir à valider les codes LES. Des résultats marquants sur les sillages d'avion ont été obtenus dans la soufflerie F2, gérée par le DSFM, en exécution du programme Eurowake. Egalement, 1997 a vu le démarrage d'une étude sur les charges latérales dans les tuyères de lanceur au profit du Cnes. La première phase a consisté en des expériences dans la soufflerie S8Ch du centre de Chalais-Meudon en vue de caractériser les aspects instationnaires du décollement dans une tuyère. En parallèle, des calculs utilisant un code Navier-Stokes ont été exécutés pour aider à la compréhension physique du phénomène.

Dans le cadre de la diversification, des études sur l'aérodynamique des voitures ont été conduites au tunnel hydrodynamique, puis dans la soufflerie F2. Ces expériences ont permis de constituer une banque de données très riche pour valider les codes prédisant les décollements tourbillonnaires.

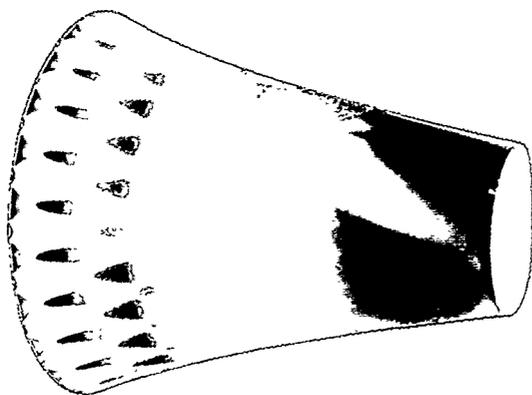


Image PSP sur tuyère à corps central

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Jean DELERY
Adjoint au directeur : Laurent JACQUIN
Responsable gestion : Marc DAUBROSSE

Chefs d'unité :

Écoulements instationnaires et turbulents : Laurent JACQUIN
Phénomènes de choc et décollements : Richard BENAY
Méthodes métrologiques nouvelles
et moyens de mesure : Yves LE SANT
Moyens d'essai : Ostape PAPIRNYK
Support technique : Guy RANCARANI

Maître de recherche : Laurent JACQUIN
Directeur de recherche : Jean DELERY
HDR : Bruno CHANETZ, Jean DELERY, Laurent JACQUIN

Effectifs

Le DAFE regroupe, sur le site de Chalais-Meudon, un effectif de 74 personnes dont 69 chercheurs, techniciens et personnels administratifs, 3 doctorants et 2 stagiaires de longue durée.

Travaux publiés en 1997

R. BUR, J. DÉLERY, B. CORBEL - *Basic study of passive control applied to a two-dimensional transonic interaction*, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol 56, Vieweg, 1997.

P. REIJASSE, B. CORBEL, J. DÉLERY - *Flow confluence past a jet-on axisymmetric after body*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, N° 5, p. 593-601, Juin 1997.

V. YA BOROVOY, A. YU. CHINILOV, V.-N. GUSEV, I.-V. STRUMINSKAYA, J. DÉLERY, B. CHANET - *Interference between a cylindrical bow shock and a plane oblique shock*, AIAA Journal, Vol. 35, N° 11, p. 1721-1728, Novembre 1997.

Département Modèles pour l'Aérodynamique et l'Energétique (DMAE)

Activités marquantes

Les activités du DMAE concernent le développement de modèles physiques pour la qualification des écoulements externes autour des voilures et des fuselages et les écoulements à l'intérieur des moteurs.

Les travaux conduits ont pour principal objectif de comprendre les phénomènes, de procéder à leur description (modélisation) et à leur validation au premier niveau dans les thèmes scientifiques suivants : la transition laminaire-turbulent, la modélisation de la turbulence, l'analyse de stabilité intrinsèque des écoulements, l'acoustique, l'aérothermique et la caractérisation d'écoulements diphasiques hétérogènes.

Ces travaux s'appuient sur la mise en œuvre de techniques de mesures spécifiques et de développements théoriques appropriés.

Sur les aspects fondamentaux de l'analyse des écoulements, les développements de la méthode multizone en version simultanée et du module d'implantation de modèles de turbulence à deux équations (opération Caimen dans le code de calcul Canari ont été réalisés. La collaboration avec le Technion (Israël) sur des modèles de turbulence à trois équations a pris corps et l'étude de sillages d'avions (projet Eurowake) a été finalisée.

Les recherches associées aux travaux sur la transition laminaire-turbulent ont donné les moyens de tester en particulier des technologies d'aspiration de couche limite (essais en vol du Falcon 900 laminaire) et d'analyser les problèmes liés aux effets de rugosités.

Des codes PSE (Parabolized Stability Equations) ont été développés et validés en linéaire et non linéaire et appliqués à divers problèmes, en particulier dans le cadre de coopérations internationales (groupe Garteur sur la transition et projet européen Eurotrans). Une expérience de relaminarisation et de réceptivité en écoulement supersonique a été réalisée en collaboration avec l'ITAM (Novosibirsk).

Dans le domaine Acoustique, on citera la mise au point d'un modèle analytique simplifié pour le calcul prévisionnel de l'indice d'affaiblissement de matériaux composites, l'évaluation de procédures de contrôle actif vibratoire, la définition du programme d'essais et la mise en place du tronçon de fuselage pour la réduction du bruit interne par contrôle actif dans les hélicoptères (programme Vasco) et enfin les études en aéroacoustique sur la réduction du bruit dans les petites turbomachines (systèmes de conditionnement de l'air) réalisées dans le cadre du Lamep (laboratoire commun Onera-Supaero).

On mentionnera en Aérothermique le développement et la validation de méthodes inverses bidimensionnelles appliquées à la détermination de conditions aux limites complexes, par exemple dans le cadre d'une étude avec la Société Fortech.

Sur les aspects analyse des écoulements diphasiques et modélisations appliquées aux foyers de moteur aéronautique et de moteur fusée, le module LSD (Lagrangian Simulation of Droplets) a été implanté dans le code MSD (Mathilda, Saphir, Diamant) et étendu à la simulation du transport et de la combustion de particules d'alumine dans un propulseur à poudre segmenté (programme ASSM : Advanced Segmented Solid Motors). Sont à noter



également les études de systèmes de prémélange intervenant dans plusieurs programmes nationaux comme ATSF (Avion de Transport Supersonique du Futur) et internationaux comme Brite Euram : Low Emission Combustor Technology.

Dans le cadre de la constitution de bases de données expérimentales des accélérateurs à propergol d'Ariane 5, le DMAE a finalisé la synthèse des essais à échelle 1 et sur maquette : programme POP (Programme d'Oscillation de Poussée). Un premier essai de contrôle passif des oscillations a été conduit et a permis de réduire de 70 % l'oscillation de pression sur maquette (échelle 1/15).

En ce qui concerne la soufflerie transsonique T2, de nouvelles techniques ont été mises au point pour minimiser en temps réel l'influence des parois adaptables de la soufflerie (action du groupe Garteur AG18). On retiendra aussi la maîtrise du développement de nouvelles techniques de mesures dans le champ de vitesse, comme la DGV (Doppler Global Velocimetry).

Le DMAE participe activement à plusieurs Projets de Recherche Fédérateurs : M2NT (Mesures et Modélisation Numérique de la Turbulence), CAE (Contrôle Actif des Ecoulements) et HEH (Hypersonique et Ecoulements Hyperenthalpiques). Il accueille en outre le projet DST (Dynamique des Sillages Tourbillonnaires) qui vise à approfondir les connaissances fondamentales sur la dynamique des sillages d'avions pour améliorer, entre autres, le trafic aéroportuaire.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Jean COUSTEIX

Adjoint au directeur : Pierre MILLAN

Chefs d'unité :

Transition et instabilités : Daniel ARNAL

Turbulence : modélisation et prévision : Bertrand AUPOIX

Multiphasique hétérogène : Gérard LAVERGNE

Technique et méthodes expérimentales : André MIGNOSI

Aérothermique et acoustique : Simone PAUZIN

Laboratoire de propulsion : Michel PREVOST

Directeur de recherche : Daniel ARNAL

Maîtres de recherche : Bertrand AUPOIX, Robert HOUEVILLE,

..... Pierre MILLAN

HDR : Daniel ARNAL, Bertrand AUPOIX, Christian BERGER,

..... Grégoire CASALIS, Jean COUSTEIX, Pierre GAJAN,

..... Jean-Claude GODON, Robert HOUEVILLE,

..... Pierre MILLAN, Xavier de SAINT VICTOR

Effectifs

Le DMAE est composé de six unités de recherche implantées sur les sites du CERT et du CFM dans la région toulousaine. Il regroupe un effectif d'une centaine de personnes dont 71 chercheurs, techniciens et personnels administratifs et 30 doctorants ou stagiaires de moyenne durée (DEA et PFE).

Travaux publiés en 1997

S. SEROR, D. ZEITOUN, J.-P. BRAZIER-SCHALL - *Asymptotic defect boundary layer theory applied to thermochemical non-equilibrium hypersonic flows*, J. of Fluid Mechanics, Vol. 339 (May 1997).

C. ROGET, J.-P. BRAZIER, G. CASALIS - *Comparaison d'un calcul de couche limite à forte interaction et d'une solution Navier-Stokes sur une aspérité en régime laminaire stationnaire*, Compte Rendu de l'Académie des Sciences - Mécanique - Août 1997.

G. CASALIS, C. GOUTTENOIRE, B. TROFF - *Réceptivité de la couche limite et contrôle des ondes d'instabilité*, Compte Rendu de l'Académie des Sciences - Mécanique des Fluides - T. 325, Série II, 1997.

J.-P. ARCHAMBAUD, A.-M. RODDE - *Qualification by laser measurements of the passive control on the LVA-1A airfoil in the T2 wind tunnel*, Notes on Numerical Fluid Mechanics - Vol. 56 - Euroshock - Drag Reduction by Passive Shock Control.

Thèses soutenues en 1997

A. BUGUIN - *Couches limites tridimensionnelles en hypersonique. Effets du déséquilibre et du gradient d'entropie*. Doctorat de Supaero - 8 avril 1997.

O. ADAM - *Etude expérimentale du comportement des gouttes en régime d'interaction*, Doctorat de Supaero - 11 juin 1997.

S. SÉROR - *Extension de l'approche déficitaire pour le calcul des couches limites hypersoniques en déséquilibre chimique et vibrationnel. Modélisation du couplage vibration/réactions d'échange*, Doctorat de Supaero - 9 juillet 1997.

F. SIMON - *Contrôle actif appliqué à la réduction du bruit interne d'aéronefs*, Doctorat de Supaero - 19 septembre 1997.

V. SAINT-MARTIN - *Développement d'une approche multizone et modélisation de la turbulence pour le calcul d'écoulements sub- et transsoniques*, Doctorat de Supaero - 14 octobre 1997.

J. DEMOLIS - *Reconstruction du profil de vitesse d'un écoulement d'air en conduite par tomographie ultrasonore*. Doctorat de Supaero - 16 octobre 1997.

P. REULET - *Caractérisation expérimentale des échanges thermiques instationnaires en aérodynamique perturbée*, Doctorat de Supaero - 14 novembre 1997.

N. CESCO - *Etude et modélisation de l'écoulement diphasique à l'intérieur des propulseurs à poudre*, Doctorat de Supaero - 21 novembre 1997.

D. BISSIÈRES - *Modélisation du comportement de la phase liquide dans les chambres de combustion de statoréacteurs*, Doctorat de l'ECP - 28 novembre 1997.

P. LAIR - *Identification des conditions aux limites thermiques par utilisation d'une méthode inverse non linéaire de conduction de la chaleur : application au matriçage*, Doctorat de l'INSA - 12 décembre 1997.

Prix Scientifiques

H. DENIAU - Prix des jeunes AAF - 25 juin 1997.

G. LAVERGNE - Prix de l'académie des Sciences - 6 octobre 1997.

Département Aérodynamique Appliquée (DAAP)

Activités marquantes

La mission du département d'Aérodynamique appliquée est triple:

- faire progresser la maîtrise des problèmes d'aérodynamique que posent la définition et le fonctionnement des aéronefs;
- contribuer à l'amélioration de leurs performances et de leurs coûts, ainsi qu'à la réduction des nuisances qu'ils occasionnent;
- valider et améliorer les méthodes de prévision de leurs performances et les méthodes d'optimisation de leurs formes.

Cette mission s'étend à tous les types d'aéronefs quel qu'en soit le mode de sustentation ou de propulsion, aux turbomachines ainsi qu'aux divers types de véhicules de transport terrestres ou maritimes. Le département participe également au développement des techniques de mesure et utilise ses compétences en dehors du secteur aéronautique dans le domaine de la mécanique des fluides industrielle.

Le département travaille en collaboration avec de nombreux autres départements de l'Office et en particulier avec les départements DAFE, DEFA, DMAE, DSNA de la branche Mécanique des fluides.

Les principales études qui ont été menées au sein de ces unités au cours de l'année 1997, sont décrites ci-après.

En ce qui concerne l'amélioration des connaissances des phénomènes aérodynamiques, les activités 1997 ont porté principalement:

- pour les avions de transport, sur l'intégration motrice avec des sondages détaillés de l'écoulement autour d'une configuration tronçon de voilure + mât + nacelle motorisée et sur la caractérisation expérimentale du proche sillage d'un avion avec différentes combinaisons de dispositifs hypersustentateurs;
- pour les avions militaires sur l'étude de l'effet Reynolds sur l'efficacité de dispositifs de contrôle des tourbillons de pointe avant;
- pour les missiles sur les problèmes d'interaction des jets de pilotage avec l'écoulement extérieur à grand nombre de Mach et sur les phénomènes de bulle de culot pour les engins tirés en immersion;
- pour les lanceurs sur les écoulements instationnaires de culot;
- pour les infrastructures sur les effets du vent sur de futures gares SNCF ainsi que sur des formes de viaduc autoroutier.

Pour les activités ayant trait à l'amélioration des performances les études ont concerné :

- la réduction de la traînée des avions avec des essais de différentes formes de bords de fuite sur profils et l'évaluation d'une déformation locale de la structure au niveau du choc;
- la précision des projectiles avec des progrès réalisés dans la prévision de la stabilité et de la vitesse de roulis;
- les missiles air-air avec des essais d'une formule à statoréacteur;
- les lanceurs avec l'évaluation expérimentale d'un concept multityères à corps central;
- l'étude de nouveaux concepts de prises d'air pour véhicule hypersonique;
- l'optimisation de clapets pour ballon stratosphérique;
- la définition aérodynamique d'un simulateur de réacteur devant fonctionner en ambiance cryogénique.

La méthode de définition de formes par optimisation numérique a également été développée et étendue à des configurations complexes (voilure-fuselage) dans le cadre de l'optimisation de voilures d'avion de transport supersonique.

Dans le domaine de la prévision des performances les activités ont concerné la mise en

œuvre et la validation des méthodes Navier-Stokes moyennées pour de nombreuses applications: hypersustentateurs, installation motrice, étages de turbomachines axiales ou radiales, fuselages d'hélicoptères, missiles, prise d'air super et hypersoniques. Les résultats obtenus sont très encourageants et les validations seront poursuivies dans les années futures.

Des premiers calculs Navier-Stokes instationnaires ont été réalisés sur une coupe d'étage de compresseur axio-radial et sur un étage complet de turbine ouvrant ainsi la voie à de nombreuses autres applications.

Des méthodes ont également été développées pour la prévision des interactions entre une hélice et une voilure et entre un rotor d'hélicoptère et le fuselage. Basées actuellement sur la résolution des équations d'Euler stationnaires et un modèle Actuator disc, elles seront étendues à l'instationnaire.

Enfin, dans le domaine des méthodes de mesure, les actions ont porté principalement sur la vélocimétrie à images de particules avec la mise en œuvre de cette technique dans les souffleries F2 et S2MA de l'Office ainsi que sur l'interférométrie différentielle avec des mesures instationnaires réalisées sur grilles d'aubes et derrière un cylindre.

Liste des principaux responsables

Directeur du département Jean-Jacques THIBERT
Adjoint «Châtillon» Dominique REGARD
Adjoint «Lille» Pierre BAILLEUX
Adjoint de gestion Jean-Loup COCQUEREZ

Chefs de l'unité :

Avions civils et militaires : Dominique REGARD
Missiles, hypersonique, lanceurs : Patrick CHAMPIGNY
Hélicoptères, hélices, turbomachines : Jean-Marc BOUSQUET
Mécanique des fluides industrielles,
mesures, hydrodynamique ; Pierre BAILLEUX
Chargé de mission pour les coopérations Volker SCHMITT
Chargé de mission informatique Philippe GUILLEN
Chef de projet Jacques HUARD
Maîtres de recherches : Michel COSTES, Jean-Pierre FLODROPS

Effectifs

Le DAAP regroupe agents permanents (effectif moyen équivalent temps plein) : 70,24.
Autres agents (personnes physiques) : 4 doctorants, 4 scientifiques du contingent.

Dépôts de brevets

E. N. N° 97.07915 du 25 /06/1997-*Profil de pale pour voilure tournante d'aéronef et pale pour voilure tournante présentant un tel profil*, Anne-Marie RODDE, Joël RENEUX, Jean-Jacques THIBERT

Résumé : Cette nouvelle famille de profils est utilisée sur certains hélicoptères (Tigre, Super Puma MkII, NH90, EC 120). Les profils assurent des performances élevées à la fois aux nombres de Mach élevés et aux faibles niveaux de portance, et aux nombres de Mach faibles et aux portances élevées. Cette famille de profils est optimisée en ajustant la position de la cambrure maximale et sa valeur en fonction de la position du profil en envergure sur pale, et en ajustant l'évolution du profil entre 20 % de la corde et la position de l'épaisseur maximale en fonction de sa position en envergure sur la pale.

E.N. N° 97.11230 du 10 /09/ 1997-*Pale à signature sonore réduite pour voilure tournante d'aéronef, et voilure tournante comportant une telle pale*, (copropriété avec DLR *), Wolf SPLETTSTOESSER *, Berend VAN DE WALL *, Yves DELRIEUX, Patrick GARDAREIN

Résumé : L'invention porte sur une forme en plan d'une pale pour voilure tournante d'aéronef caractérisée par les lois d'évolution de la corde et de la flèche selon l'envergure. Les interactions des pales avec leurs tourbillons sont ainsi modifiées et le bruit, en particulier lors des phases d'atterrissage est atténué.

Département Energétique Fondamentale et Appliquée (DEFA)

Activités marquantes

Le DEFA consacre principalement ses activités à la maîtrise du fonctionnement des systèmes propulsifs pour avions, hélicoptères, missiles et lanceurs.

Dans le domaine des turbomachines, deux thèmes sont développés. En premier lieu, l'aérothermique des turbines a été marquée par la réalisation de mesures détaillées en particulier en vélocimétrie laser 3D dans un canal en rotation au banc Merci2 ; des calculs ont été menés en parallèle à l'aide du code MSD, avec modèles de turbulence améliorés. Ensuite, la combustion a vu la mise en oeuvre d'essais à caractère fondamental sur la maquette carrée implantée au Laerte pour validation des codes, complétés par de nombreuses activités expérimentales plus appliquées portant sur l'auto-inflammation et la réduction des polluants dans les foyers prémélangés pauvres (LPP) dans le cadre Brite-Euram. Un volet important d'études de base sur la formation et la destruction des polluants se développe parallèlement dans le cadre d'un projet fédérateur. Les codes de combustion ont été améliorés par l'introduction d'options biphasiques, soit en approche lagrangienne, soit en approche eulérienne, et par leur couplage avec le modèle de combustion turbulente Peult+.

Dans le domaine de la propulsion par propergol solide, les activités sont allées de l'étude détaillée de la combustion du propergol, avec la prise en compte de l'apparition de nouveaux composants et du comportement de la charge d'aluminium, à la description par le calcul du fonctionnement des propulseurs, combinant la connaissance de la réaction du propergol et la représentation de l'aérodynamique interne avec le code MSD ; ces études trouvent leur application dans le cadre de l'opération DGA AICPPS pour l'allumage des propulseurs ou de l'opération Cnes ASSM pour l'étude des instabilités et des dépôts d'alumine au fond arrière du propulseur P230 d'Ariane 5.

En ce qui concerne la propulsion par ergols liquides, l'activité a été très centrée sur les mesures détaillées par méthodes spectroscopiques réalisées sur un injecteur élémentaire oxygène liquide - hydrogène gazeux mis en oeuvre au banc Mascotte (avec une évolution vers les pressions plus fortes, supérieures à 60 bar) ; cette activité se situe dans le cadre du GDR «Combustion dans les moteurs-fusées» en coopération avec la SEP et le CNRS et permet de valider différents éléments des codes décrivant le fonctionnement. Une coopération avec le DLR a été menée dans le domaine de la métrologie sur la température par Drasc.

L'activité sur les statoréacteurs comporte deux volets. Il s'agit d'une part des statoréacteurs à combustion subsonique où la mise au point de la combustion des boues au bore a progressé ainsi que celle de l'aluminium pulvérulent (coopération avec la Russie). L'étude des superstatoréacteurs (combustion supersonique), d'autre part, dans le cadre du programme Prepha, a permis la simulation de nombres de Mach de vol de 7,5, et prépare une coopération avec le DLR. Cette activité est épaulée par des études de base au Laerte mêlant expérimentation fine (Drasc, Fil...), modélisation et simulation numérique.

La diversification vers les turbines à gaz pour véhicules terrestres, dans le cadre du programme européen Eureka-Agata, a permis de faire une percée dans le domaine de la combustion catalytique, en partenariat avec Peugeot, Renault et Volvo. Une activité prospective sur les composants chauds a engendré une coopération importante avec la Russie.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Francis HIRSINGER
Adjoint au directeur : Dominique SCHERRER
Adjoints scientifiques : Guy LENGELLÉ,
..... Francis DUPOIRIEUX
Chargé de mission : Yves RIBAUD

Chefs d'unité :

Modélisation de la combustion turbulente multiphasique :
..... Daniel GAFFIÉ
Expérimentation fondamentale en combustion aérobie :
..... Philippe MAGRE
Propulsion liquide, aérothermique et prospective :
..... Mohammed HABIBALLAH
Propulsion solide : Marc CHARPENEL
Matériaux énergétiques : Claude VIGOT
Propulsion aérobie : Alain COCHET

Maîtres de recherches : Francis DUPOIRIEUX, Alain LAVERDANT,
..... Guy LENGELLÉ, Pierre-Jacques MICHARD
HDR : Francis DUPOIRIEUX

Effectifs

Le DEFA compte 82 personnes, dont 47 chercheurs. Il accueille en outre 6 doctorants, 1 post-doctorant et 9 scientifiques du contingent.

Travaux publiés en 1997

Y. RIBAUD - *Une analyse des irréversibilités aérodynamiques internes produites dans un écoulement laminaire et centrifuge entre deux disques parallèles tournants*, CR Académie des Sciences - n° 165-169 1997 "Mécanique des Fluides".

J. DUPAYS - *Contribution à l'étude du rôle de la phase condensée dans la stabilité d'un propulseur à propergol solide pour lanceur spatial*, Note Technique n° 1997-6. Thèse soutenue à l'Institut National Polytechnique de Toulouse le 12 novembre 1996.

Ch. BROSSARD - *Contribution à l'étude de l'inhibition de la post-combustion : caractérisation aérothermochimique d'une flamme plane basse pressionensemencée en potassium*, Note Technique n° 1997-7. Thèse soutenue à la Faculté des Sciences et Techniques de l'Université de Rouen le 14 décembre 1995.

Département des Moyens Techniques de l'Energétique (DMTE)

Activités marquantes

Le DMTE est chargé de la mise en oeuvre et du développement des moyens lourds destinés à la conduite des études expérimentales d'énergétique à Palaiseau. Cette activité s'exerce notamment au profit du département DEFA. Il assure également une assistance technique à d'autres départements, en particulier pour la conception de montages d'essais en énergétique, l'utilisation de moyens de mesures spécifiques (vélocimétrie laser, granulométrie, tomoscopie,...), l'acquisition et le traitement des mesures, la mise en oeuvre et l'utilisation des moyens informatiques, la mise en conformité des installations d'essais avec la réglementation.

Dans le cadre de l'application des techniques de mesures nouvelles, une méthode de tomoscopie laser développée par le DLR pour la visualisation des ondes de choc dans les rotors de turbomachines a été mise en oeuvre sur le banc de compresseur Ereca à l'occasion du stage d'un ingénieur du DLR à l'Office ; les configurations des ondes de choc à différentes hauteurs des canaux interaubes du rotor ont été analysées pour plusieurs points de fonctionnement du compresseur. Par ailleurs, la vélocimétrie laser a été appliquée à l'étude des écoulements dans un canal en rotation simulant un circuit de refroidissement interne d'une aube de turbine. Le caractère 3D de ces écoulements a été analysé en détail, notamment pour l'étude des écoulements secondaires apparaissant dans les coudes de la maquette.

Dans le domaine de la conception des montages d'essais pour les équipes de recherches, un boîtier pour les études de la combustion des ergols cryogéniques sur le banc Mascotte a été défini, dimensionné et fabriqué. Il est capable d'essais jusqu'à 100 bar et permet des visualisations et des mesures optiques détaillées dans l'écoulement réactif. Un calcul thermomécanique a permis une optimisation de la géométrie du boîtier qui limite les niveaux de contraintes dans la structure non refroidie, avec des durées d'essais de l'ordre de 10 secondes et une température d'écoulement interne pouvant atteindre 3500 K.

Plusieurs opérations significatives ont été menées à terme en 97 pour la mise en oeuvre des moyens d'essais au profit des équipes de recherche. Les montages Agata pour les études de composants de turbines à gaz pour véhicules automobiles ont été implantés dans les laboratoires d'essais aérodynamiques de Palaiseau. Une nouvelle version du montage Crete a été installée pour l'étude des écoulements internes dans les cavités entre disques fixes et mobiles des compresseurs et turbines. Des moyens d'essais pour les études de foyers peu polluants ont été étudiés et réalisés dans le cadre d'un contrat Brite Euram. L'étude d'un montage pour les recherches de base sur les foyers de statoréacteurs a été achevée ; la fabrication a été confiée aux ateliers centraux de l'Office. L'infrastructure du banc d'essai Mascotte a été adaptée pour permettre une extension des possibilités d'essais sur les mécanismes de combustion de l'hydrogène gazeux refroidi à 100 K et de l'oxygène liquide, jusqu'à une pression de fonctionnement de 100 bar dans le boîtier d'essais. La rénovation du banc M1 d'essais de foyers a été poursuivie, avec réalisation des travaux de génie civil et fabrication des composants internes (échangeurs thermiques et foyers de servitude, tableaux de détente et de distribution de gaz comprimés...) ; cette rénovation sera achevée en 1998 pour une mise en exploitation en 1999.

Liste des principaux responsables

Directeur de département Yves Le Bot
Adjoint au directeur Daniel Gautrot
Adjoint au directeur pour la sécurité Claude Verdier

Chefs d'unité :

Bureau d'études : Pierre Hervat
Installations d'essais : Daniel Gautrot
Mesures : Joël Guernigou
Sécurité : Claude VERDIER

Effectif

Le DMTE regroupe 47 ingénieurs, techniciens et personnels administratifs (effectif équivalent temps plein). Un doctorant, 4 scientifiques du contingent, 3 apprentis complètent l'effectif.

Table des matières

Simulation numérique du bruit d'écoulement de bord de fuite	1-19
Calcul par interaction fluide visqueux - fluide non visqueux	
des effets de rugosité de paroi sur les performances en givrage	1-20
Étude des effets aéro-optiques dans une cavité	
par simulation numérique directe	1-21
Développement d'une méthode de simulation numérique	
des écoulements de fluide parfait en maillage déformable	1-22
Etude de l'interaction pale - sillage	
d'un rotor principal d'hélicoptère	1-23
Prévision du bruit à large bande des turboréacteurs	1-24
Prévision de stabilité des moteurs à propergol solide	
par simulation numérique.....	1-25
Méthode de couplage Euler-Lagrange en écoulement compressible	1-26
Essais au banc Martel pour la caractérisation de l'environnement	
acoustique d'un lanceur au décollage.	1-27
Etude des phénomènes d'interférence de chocs	
dans la soufflerie R5Ch	1-28
Etude expérimentale d'une interaction entre un jet et une onde	
de choc	1-29
Mesures simultanées de la pression et de la température	
au moyen d'un revêtement luminescent	1-30
Décollement de l'écoulement externe induit par l'éclatement du jet	
propulsif sur un rétreint d'arrière-corps de missile	1-31
Instationnarité et dissymétrie du décollement	
dans une tuyère supersonique bidimensionnelle	1-32
Caractérisation du comportement thermique et acoustique	
de plaques multicouches sandwich	1-33

Interaction tourbillon - paroi	1-34
Écoulements autour de bords de fuite épais cambrés	1-35
Modélisation du comportement de la phase liquide dans les chambres de combustion de statoréacteurs à injection liquide	1-36
Étude de la réceptivité de la couche limite par simulation numérique directe	1-37
Simulation numérique décollements turbulents décollés autour de missiles supersoniques	1-38
Optimisation numérique d'une configuration d'avion de transport supersonique	1-39
Calculs Euler des interactions rotor-fuselage et hélice-voilure	1-40
Calculs Navier-Stokes sur une configuration hypersustentée générique	1-41
Calculs Navier-Stokes de fuselages d'hélicoptères	1-42
Caractérisation de jets d'eau rentrants au culot d'un missile	1-43
Intercepteur pilote par jet - études expérimentale et numérique des interactions aérodynamiques	1-44
Calcul parallèle des écoulements instationnaires dans un étage complet de turbomachine (projet «Tumult»).	1-45
Etude expérimentale et numérique d'une flamme turbulente stabilisée par une marche	1-46
Étude de la combustion de l'aluminium dans le propergol solide des accélérateurs d'Ariane V	1-47
Recherches sur la combustion d'ergols cryogéniques (LOX/GH ₂) sur le banc Mascotte	1-48
Etude expérimentale d'un foyer à prémélange pauvre	1-49
Étude du vieillissement des matériaux énergétiques par spectrométrie photoacoustique	1-50
Visualisation des ondes de choc dans un rotor de compresseur axial transsonique par tomoscopie laser	1-51
Optimisation thermomécanique d'un boîtier d'essais de combustion d'ergols cryotechniques à haute pression	1-52

Simulation numérique du bruit d'écoulement de bord de fuite (contrat DGA/SPAé)

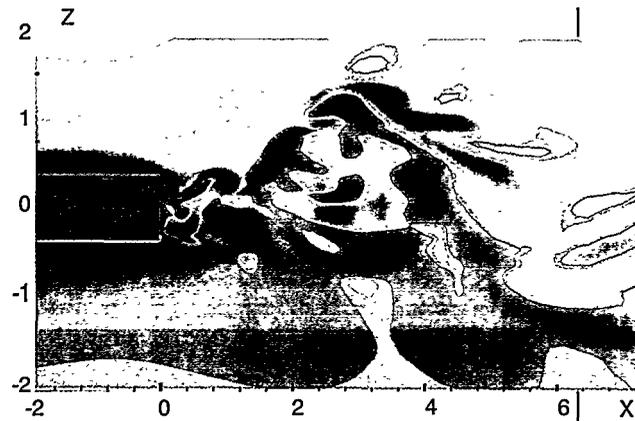
Au cours des trois dernières décennies, la lutte contre les nuisances acoustiques dans les zones aéroportuaires a conduit une réduction considérable du bruit de propulsion des avions de transport. Une conséquence directe est que, en configuration d'approche, le bruit aérodynamique créé par l'interaction des écoulements turbulents avec les appendices tels que trains d'atterrissage, becs et volets, est maintenant du même ordre de grandeur que le bruit de propulsion. Les constructeurs sont donc amenés à intégrer cet aspect dès la conception des nouveaux projets, notamment dans le cadre de futurs avions très gros porteurs.

De cette prise en compte résulte un besoin grandissant pour de nouveaux outils de prévision aéroacoustique. En marge des moyens plus classiques, tels que l'expérimentation et la modélisation, de nouvelles méthodes numériques sont développées grâce aux capacités croissantes des moyens de calcul et aux progrès continus de la simulation numérique des écoulements turbulents.

La résolution d'un problème aéroacoustique nécessite la connaissance de l'écoulement turbulent proche et du rayonnement acoustique lointain, deux composantes dont les amplitudes et les échelles spatio-temporelles diffèrent de plusieurs ordres de grandeur. Leur résolution numérique simultanée est actuellement hors de portée, ce qui a conduit à la mise en oeuvre de méthodes hybrides dans lesquelles la détermination du champ proche et du champ lointain sont découplées.

Une méthode de ce type est mise en oeuvre dans la présente étude [1]. Elle associe une simulation des grandes échelles (LES, ou Large Eddy Simulation en anglais) et une modélisation fondée sur l'analogie acoustique de Lighthill. Elle est appliquée à la prévision du bruit émis par l'échappement tourbillonnaire au bord de fuite tronqué d'un profil, mécanisme susceptible d'engendrer un niveau sonore élevé dans une bande de fréquence étroite.

Le bord de fuite est modélisé par l'extrémité d'une plaque plane épaisse. L'écoulement instationnaire incompressible tridimensionnel est calculé par LES à l'aide du code «Pegase» développé à l'Onera. Les résultats numériques mettent en évidence une turbulence intense fortement tridimensionnelle dans le sillage de la plaque avec la formation de tourbillons de



vorticité alternée (figure 1) à une fréquence conforme aux expériences et modélisations. Les caractéristiques quantitatives et qualitatives du champ de pression pariétale calculé sont en bon accord avec l'expérience.

Le rayonnement acoustique en champ lointain résulte d'une modélisation proposée par Ffowcs Williams et Hall, fondée sur l'intégration des contributions des volumes élémentaires de turbulence. La diffraction acoustique par le profil est simulée par l'introduction de la fonction de Green acoustique d'un demi-plan infini. Le bruit rayonné ainsi calculé a été favorablement comparé sous forme adimensionnelle avec des résultats expérimentaux obtenus par la Nasa avec un profil Naca 0012 en soufflerie anéchoïque (figure 2).

Fig.1- Champ instantané: composante ω , de la vorticité

E. MANOHA, B. TROFF, P. SAGAUT

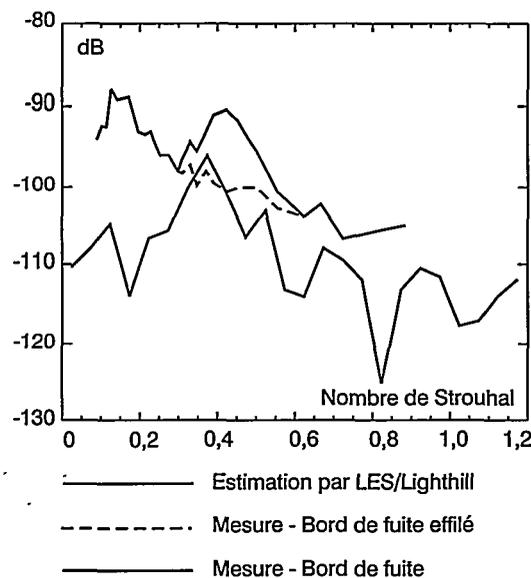


Fig. 2 - Bruit rayonné : comparaison mesure/calcul

RÉFÉRENCE:

[1] B. TROFF, E. MANOHA, P. SAGAUT - LES of trailing edge flow with application to radiated noise, First AFOSR International Conference on DNS and LES, Ruston, LA, (USA), August, 4-8, 1997.

Calcul par interaction fluide visqueux - fluide non visqueux des effets de rugosité de paroi sur les performances en givrage (contrat SPAé-DPAC et Aerospatiale)

Dans le cadre du calcul de dégradation de performances aérodynamiques une fois des accrétiions de givres constituées, les méthodes numériques d'interaction visqueux-non visqueux avancées, aptes au calcul à grand Reynolds du décollement et du décrochage, ont pu être enrichies.

L'amélioration souhaitée, sur toute technique numérique, pour le calcul des profils givrés, porte essentiellement sur deux points. L'un est l'apparition de formes de givres possibles très variées, certaines d'entre elles pouvant conduire à d'épaisses cornes de bord d'attaque, et à des difficultés de calcul en écoulement décollé à grand Reynolds qui ne sont pas rencontrées dans les calculs aérodynamiques habituels. Le second effet du givre est l'apparition d'une rugosité de paroi, dont l'importance sur les performances peut être forte.

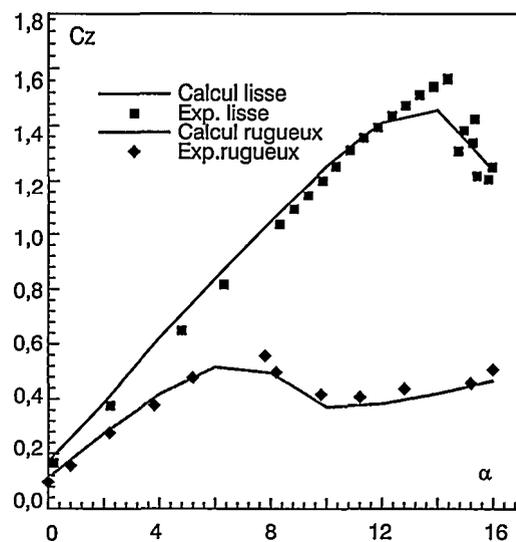
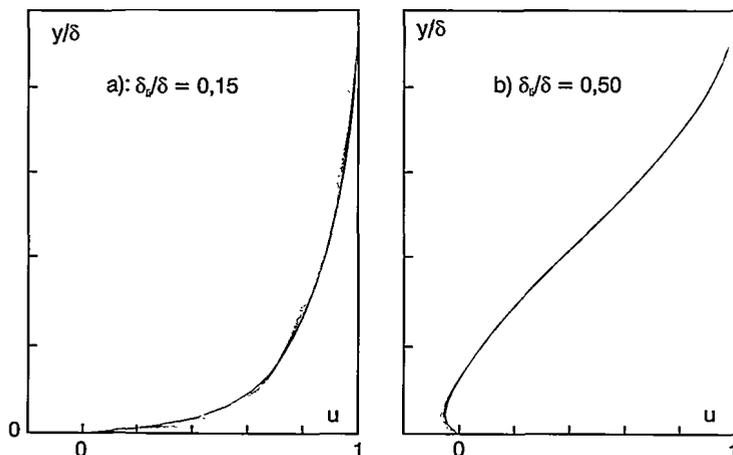
Sur ces deux développements propres au givre, les méthodes d'interaction visqueux-non visqueux avancées, bien conditionnées aux décollements massifs de couches limites initiales minces à grand Reynolds ainsi qu'à l'utilisation de discrétisations locales très fines, sont appropriées. Dans l'étape actuelle, le second développement concernant la rugosité a été effectué en priorité, les capacités standards en calcul d'écoulement décollé du code VIS05b compressible "profil d'aile" étant conservées.

La technique numérique de couche visqueuse, "directe" ou "inverse", généralisée par la théorie de "Formulation-Déficitaire" du couplage, a été étendue aux modifications de frottement et de loi logarithmique des profils de vitesse moyenne turbulents, induites par des rugosités de parois de hauteur et densité données. Les calculs ont été menés avec le modèle de turbulence à 2 équations $k-u'v'$ "forcé" par profils de vitesse analytiques. Une représentation paramétrique complète des profils de vitesse moyenne turbulents, couvrant la gamme totale des écoulements attachés ou infiniment décollés et introduisant les paramètres de rugosité en régimes rugueux, lisse, ou transitionnel, a été développée. La figure 1 montre sur deux exemples la variation des profils de vitesse en fonction d'une hauteur de rugosité variant entre 0 et 20% de la couche limite.

Le calcul sur parois rugueuses a pour l'instant été développé dans le code VIS05b compressible. Les premiers calculs ont été réalisés dans le cas d'un profil classique d'épaisseur 17,9%, lisse ou avec une rugosité uniforme de hauteur 0,7mm, pour un nombre de Mach $M_\infty=0,3$ et un nombre de Reynolds $R=3,5 \cdot 10^5$.

Fig. 2 - Profil Naca 43018. Paroi lisse et rugueuse. Comparaison entre calcul compressible

Fig. 1 - Variation des profils de vitesse par hauteur de rugosité de paroi. (a): attaché, (b): décollé. $Rd = 10^5$



La courbe de portance en fonction de l'incidence, figure 2, montre que le calcul compressible du code VIS05b reproduit très correctement les différences importantes de comportement ainsi que de niveau quantitatif mises en évidence expérimentalement entre profil lisse et profil rugueux.

J.-C. LE BALLEUR, M. NÉRON,
P. GIRODROUX-LAVIGNE

Étude des effets aéro-optiques dans une cavité par simulation numérique directe (contrat DGA/DSP/STTC)

Les performances des instruments optiques des systèmes d'armes aéroportées peuvent être sévèrement limitées par les distorsions optiques dues à l'écoulement aérodynamique autour du porteur. Ces effets aéro-optiques proviennent de la modification du champ de densité liée à l'écoulement, l'indice de réfraction de l'air étant proportionnel à sa masse volumique (loi de Gladstone-Dale). Les aberrations stationnaires dues à ces phénomènes sont prédictibles au moyen d'un post-traitement du champ aérodynamique par simple calcul du chemin optique. En revanche, il est difficile de prédire les fluctuations turbulentes pour deux raisons : la compressibilité et la complexité des écoulements. La simulation numérique est utilisée pour quantifier ces effets. Pour accéder aux corrélations en deux points, il est nécessaire d'utiliser un code instationnaire plutôt que des méthodes résolvant les équations de Navier-Stokes moyennées.

Une simulation avec le code PEGASE a été réalisée sur une cavité école qui avait fait l'objet d'une expérience en soufflerie [1]. Le code résout les équations de Navier-Stokes bidimensionnelles instationnaires pour un fluide compressible en variables conservatives. La résolution temporelle utilise un schéma explicite de type Euler d'ordre 1, quant à la résolution spatiale, elle fait intervenir une méthode hybride différences finies/éléments finis d'ordre 2.

La géométrie considérée est un canal 2-D dans lequel se trouve une cavité dont la largeur sert de référence au calcul du nombre de Reynolds. L'écoulement engendré à l'entrée du canal par un profil longitudinal de vitesse correspond à un nombre de Mach de 0,8 [2].

Le tracé de type Schlieren de la figure 1 montre un abondant réseau d'ondes acoustiques amplifié par le jeu des réflexions. L'arête aval de la cavité est un point d'émission d'ondes acoustiques en phase avec un échappement tourbillonnaire issu de l'arête amont. Une couche de mélange se forme sur l'arête amont de la cavité. Par diffusion et convection, elle produit un réseau d'ondes sonores à contre courant de l'écoulement principal. La figure 2 donne l'auto-corrélation de densité, quantité fondamentale pour le calcul des effets aéro-optiques, entre le point situé sur la partie supérieure de la cavité et au centre de celle-ci avec les points voisins. La longueur de corrélation est associée à la taille moyenne des turbulences et

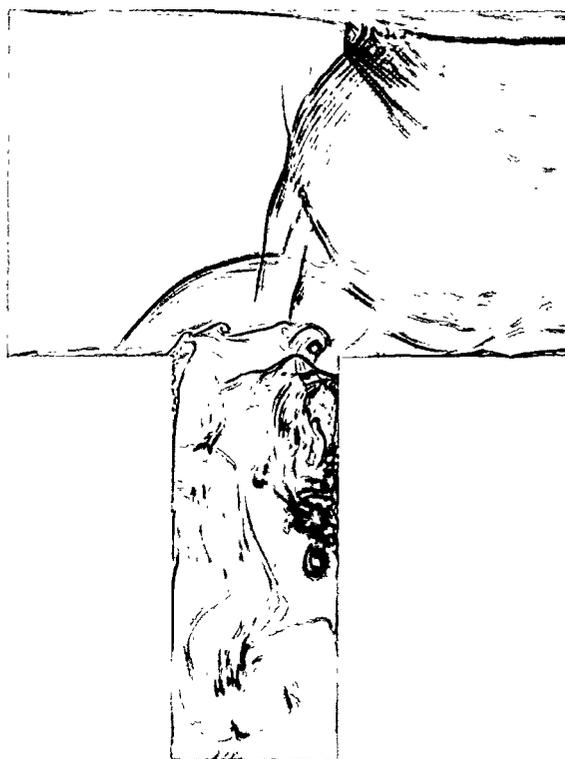


Fig. 1- Tracé de type Schlieren à $t=58$

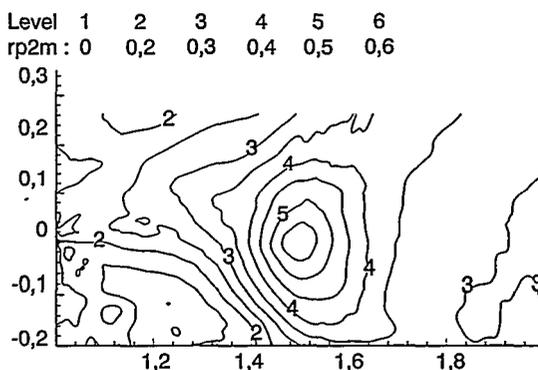


Fig. 2- Auto-corrélation de densité

permet d'estimer la distance entre deux particules de fluide à partir de laquelle l'influence du comportement de l'une sur l'autre est non négligeable.

L'analyse des résultats montre que les niveaux de turbulence sont plus élevés dans la simulation numérique que dans l'expérience. Comme on sait que le passage du bi- au tridimensionnel se traduit par une baisse du niveau des fluctuations turbulentes, on espère ainsi retrouver les niveaux expérimentaux.

La poursuite de cette étude consiste à effectuer une simulation numérique directe en tridimensionnel et à plus long terme une simulation des grandes échelles.

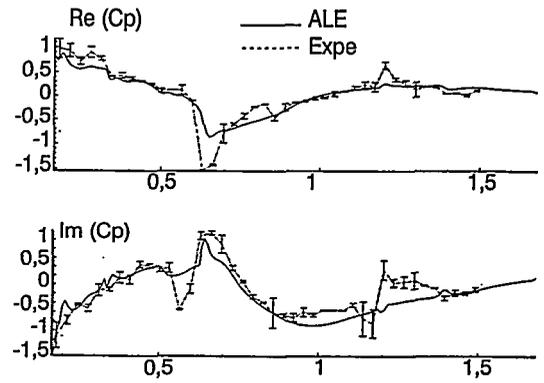
O. LABBÉ, P. SAGAUT, P. DELORME

RÉFÉRENCES :

- [1] R. DERON et al. Étude des effets aéro-optiques dans une cavité. Rapport Final Onera 5/4525 PYA, août 1993.
- [2] O. LABBÉ, P. SAGAUT, Ph. DELORME - Simulation directe des équations de Navier-Stokes dans une cavité pour l'étude des effets aéro-optiques. R.T.S. n° 8/4515 PY, mars 1997.

Développement d'une méthode de simulation numérique des écoulements de fluide parfait en maillage déformable (contrat Cnes et SPAé)

Fig.1 - Analyse harmonique des CP
T=72dt, Mach=1,8



Afin d'améliorer la prédiction des écoulements aérodynamiques instationnaires autour de configurations déformables dans le temps, une méthode de discrétisation des équations d'Euler utilisant des maillages mobiles a été développée et mise en œuvre, d'une part dans le cadre des études d'aéroélasticité des lanceurs, d'autre part pour la simulation du fonctionnement d'entrées d'air supersoniques avec rampe mobile.

La méthode numérique de type ALE (pour Arbitrary Lagrangian Eulerian) repose sur un schéma implicite de type MUSCL et a été mise

en œuvre dans le code Flu3M. La figure 1 montre une comparaison calcul-essai des coefficients de pression réels et imaginaires sur une méridienne du lanceur Ariane IV pour une déformée correspondant à une fréquence réduite de 160 Hz et un nombre de Mach de 1,8. La figure 2 présente l'écoulement à trois instants distincts dans une entrée d'air supersonique lors d'une réduction de l'angle de la rampe.

G. THIERRY, Ph. GUILLEN

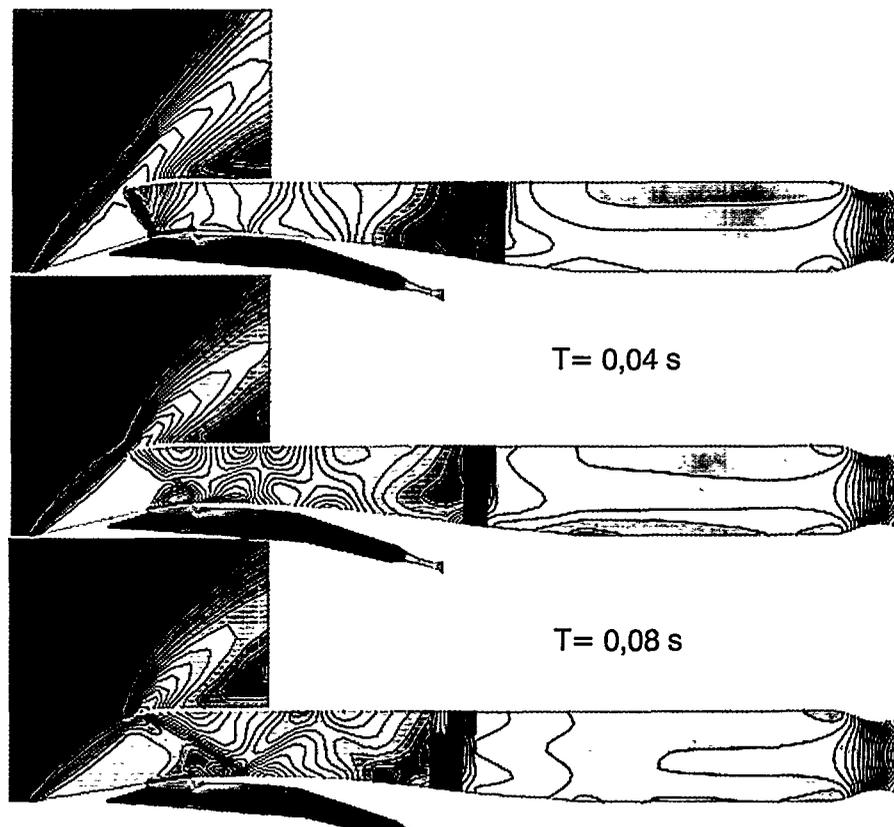


Fig.2 - Réduction de l'angle de la rampe
Taux 50cm/S

Etude de l'interaction pale - sillage d'un rotor principal d'hélicoptère (contrat DGA/SPAé)

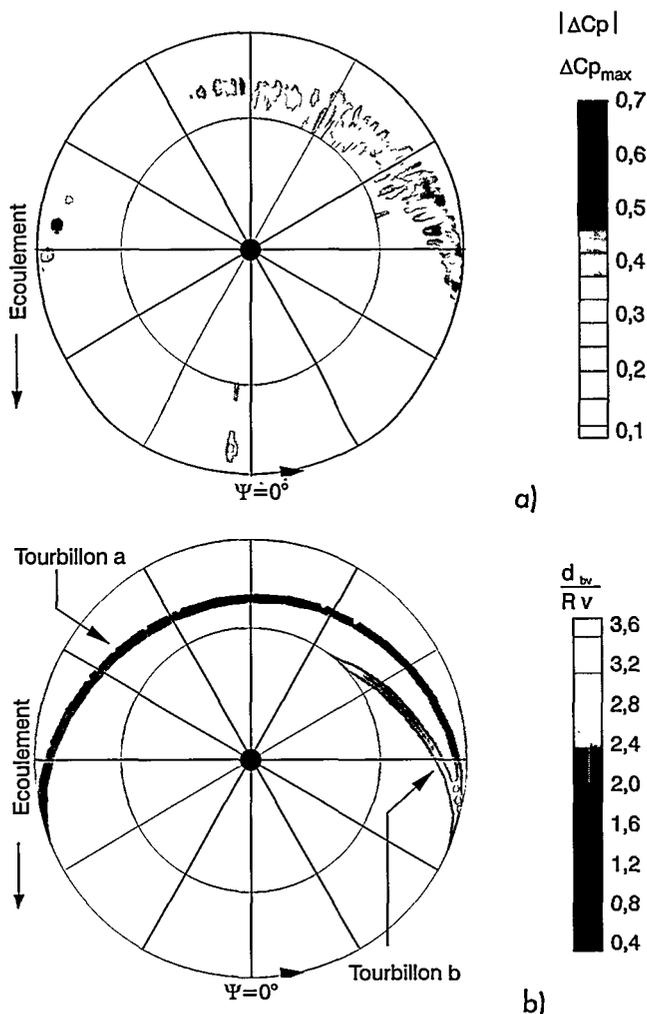
Les études de bruit de rotor d'hélicoptère ont été, jusqu'à maintenant, centrées en priorité sur le bruit impulsionnel, de nature périodique, tel que le bruit d'interaction pale-tourbillon (en anglais Blade-Vortex Interaction ou BVI). Elles ont conduit à une bonne connaissance de l'origine physique de ce type de bruit et à la production de codes de prévision aérodynamiques/acoustiques suffisamment précis pour permettre l'étude et la conception de rotors moins bruyants.

Les essais d'hélicoptères en vol montrent que, dès lors que le bruit de rotor de nature périodique (bruit de raies) a été réduit, le bruit lié à des phénomènes aléatoires (bruit à large bande) peut être important. L'identification et la modélisation des mécanismes physiques générateurs de ce type de bruit, en vue de sa prévision et de sa réduction, devient donc nécessaire. On aborde ici le bruit à large bande engendré par les interactions pale-sillage (en anglais Blade-Wake Interaction ou BWI).

A la différence des analyses antérieures qui ont porté essentiellement sur des cas de demi-ailes à la paroi, les interactions pale-sillage sont étudiées ici à partir de simulations réalistes de rotor d'hélicoptère en soufflerie. Il s'agit des essais aéroacoustiques Hart d'une maquette instrumentée de rotor quadripale, effectués en coopération entre l'US Army, le DLR, la Nasa et l'Onera.

L'analyse des mesures acoustiques montre que les signaux de bruit BWI sont centrés sur des instants périodiques mais fluctuent aléatoirement en amplitude d'un tour sur l'autre, à la différence des signaux BVI essentiellement périodiques. Des niveaux globaux de bruit BWI et BVI, en unités de gêne acoustique, ont été calculés dans un plan situé sous le rotor. Des niveaux maximum équivalents ont été trouvés pour les bruits BWI et BVI en palier à 120 km/h. Le bruit BVI domine en descente. Le bruit BWI domine en montée.

On admet généralement que le bruit BWI est créé par les fluctuations de pression sur pales résultant d'interactions proches entre les pales et la turbulence présente dans les tourbillons qu'elles créent. Pour vérifier cette hypothèse et identifier les tourbillons en cause, on a comparé les lieux des fluctuations de pression mesurées sur les pales, filtrées dans la bande de fréquence BWI, à ceux des interactions proches pale-tourbillons prévues par les codes R85-Mesir-Menthe.



Cette comparaison est présentée sur la figure dans un cas de vol de montée. La coïncidence des résultats calculés et expérimentaux en pale avançante montre que le bruit BWI, dans ce cas de vol, résulte d'interactions perpendiculaires avec les tourbillons d'extrémité créés respectivement par la pale précédente (tourbillon a) et la pale opposée (tourbillon b).

La suite de l'étude suggère cependant que des parties du sillage du rotor autres que les tourbillons d'extrémité peuvent aussi contribuer au phénomène BWI. De plus, une connaissance précise de la distribution spatiale de turbulence dans les tourbillons et la nappe tourbillonnaire voisine apparaît nécessaire à une bonne modélisation de la génération du bruit.

J. PRIEUR

RÉFÉRENCE :

J. BREZILLON, J. PRIEUR, G. RAHIER - *Investigation on broadband helicopter rotor noise*. Proceedings of the AHS Technical Specialists' Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics, Williamsburg, Virginie, 28-30 octobre 1997.

Comparaison entre les lieux des fluctuations de pression mesurées sur les pales, sources du bruit BWI, et ceux des interactions proches pale-tourbillons prévues par le calcul
a) coefficient de pression différentielle mesurée au bord d'attaque
b) distances d'interaction prévues entre pale et tourbillons d'extrémité (R_v : rayon visqueux des tourbillons)

Prévision du bruit à large bande des turboréacteurs (contrat Snecma)

La principale source sonore des turboréacteurs à grand taux de dilution provient de la soufflante, premier étage dans l'entrée d'air. Un grand effort a été consenti au cours des dernières décennies pour réduire son bruit de raie. La composante à large bande est donc devenue prédominante : elle constitue plus de la moitié de la puissance acoustique émise car il est admis que le niveau sonore perçu ne diminuerait que de 2 dB si toutes les raies étaient supprimées.

La prévision du bruit à large bande d'un rotor est généralement fondée sur l'effet de la turbulence sur un profil fixe (bruit propre ou dû à l'écoulement incident) ; la rotation des aubes est prise en compte ensuite. Cette démarche aboutit cependant difficilement à des résultats pratiques pour les rotors, par manque de données, aussi bien théoriques qu'expérimentales. L'approche adoptée ici consiste au contraire à considérer d'abord la cinématique de la source. Elle repose sur la formule fournissant le rayonnement d'un dipôle aléatoire en rotation, qui a été établie par Ffowcs Williams et Hawkings. La seule donnée à connaître est le spectre des fluctuations de charge sur aubes ; son allure est déduite d'expériences antérieures, avec capteurs de pression embarqués, menées sur une maquette de soufflante Snecma. L'équation de départ a été étendue aux fluctuations de charge axiales et tangentielles ; une échelle de longueur radiale de la turbulence, L , a également été introduite [1].

La figure 1a fournit le niveau de puissance acoustique global, OAPWL, en fonction du logarithme du nombre de Mach de rotation périphérique, M_{rot} , pour plusieurs valeurs de L , rapportées à l'envergure des aubes (R est le rayon extérieur, R_i celui du moyeu) ; la courbe supérieure (repérée par $R_i = R$) est relative à une source ponctuelle concentrée à la périphérie du rotor. La droite tracée en bas de la figure montre que OAPWL varie comme $50 \log(M_{rot})$, ce qui est en parfait accord avec des essais Snecma effectués dans des bancs statiques sur divers turboréacteurs.

La figure 1b présente les mêmes résultats mais en fonction de L , pour quelques valeurs de M_{rot} . La droite en bas prouve que OAPWL croît en $10 \log(L)$, sauf aux grandes échelles, comparables à l'envergure des aubes. Finalement, une loi facilement exploitable est déduite :

$$OAPWL = 50 \log(M_{rot}) + 10 \log(L) + \text{constante}$$

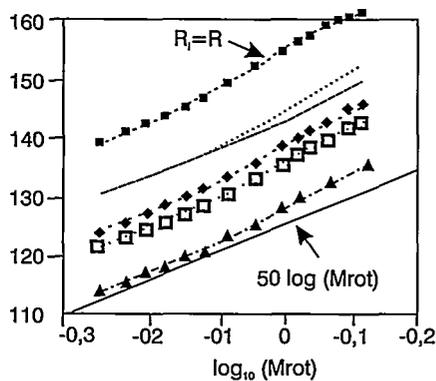
Il reste à compléter l'étude pour calculer la directivité du rayonnement en champ libre, en tenant compte de la propagation guidée des ondes dans la nacelle. Il faudra aussi mieux préciser les sources sonores aux régimes transsoniques. Il est prévu de poursuivre ce travail et de comparer avec des résultats expérimentaux dans le cadre du programme européen Resound.

S. LÉWY

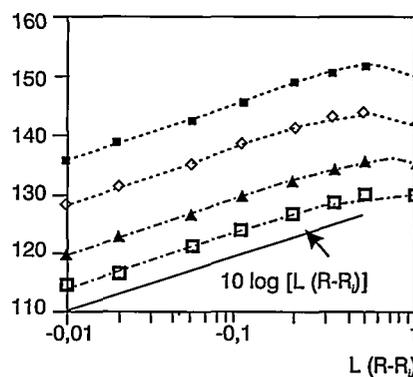
RÉFÉRENCE :

[1] S. LÉWY - Prediction of the radiation of aircraft turbofan broadband noise. Inter-noise 97, Budapest, Hongrie (25-27 août 1997). Proceedings, Vol. I, p. 175-178 [T.P. Onera 1997-49].

Fig.1- Evolution du niveau de puissance acoustique :
 $R = 0,863m$,
 $R_i = 0,334m$
 a) En fonction du nombre de Mach de rotation périphérique
 b) En fonction de l'échelle radiale de turbulence



a)



b)

Prévision de stabilité des moteurs à propergol solide par simulation numérique. (contrat Cnes)

La simulation numérique directe du fonctionnement instationnaire des moteurs à propergol solide, notamment pour la prévision de la stabilité de fonctionnement, est aujourd'hui devenue une pratique courante. Récemment des modèles physiques ont été développés afin de rendre ces simulations les plus réalistes possibles. Il s'agit d'un modèle de réponse en combustion du propergol et d'un modèle diphasique eulérien. Afin de contribuer à la validation des outils numériques et de leurs modèles, le cas d'étude d'un petit moteur à perforation cylindrique a été retenu. Cette configuration permet une comparaison aisée avec les méthodes traditionnelles de prévision de la stabilité. Ainsi les résultats obtenus à partir d'une résolution 2D instationnaire des équations de Navier-Stokes ont été comparés à ceux obtenus avec un code de bilan acoustique linéaire 1D. Les simulations numériques ont d'abord été utilisées sans modèles (parois non réactives, monophasique) puis avec les 2 modèles séparément et finalement avec les deux modèles conjointement.

Les calculs ont été menés de la façon suivante : après l'atteinte d'un état stationnaire une excitation sinusoïdale est introduite par le fond avant du moteur (figure 1). L'excitation est maintenue durant une période correspondant à la fréquence du premier mode acoustique de la cavité. La réponse du moteur est alors étudiée en termes de fréquence et d'amortissement temporel (f , α). Les paramétrages effec-

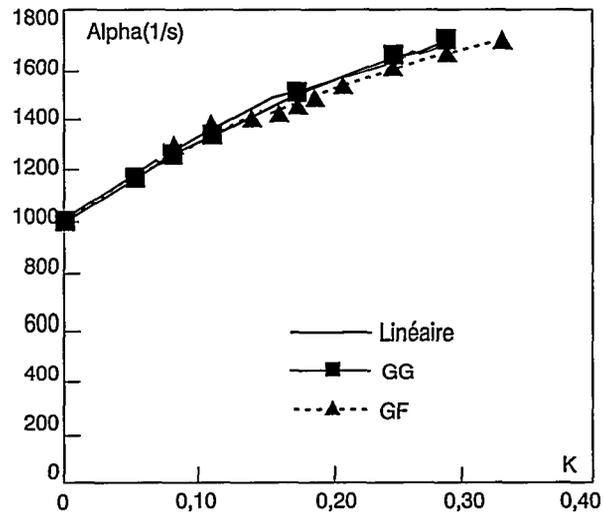
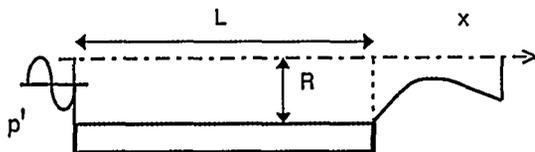


Fig. 2- Amortissement; calculs diphasiques

tués sur les modèles ont permis de déterminer les coefficients de sensibilité : Df/DR^i , Da/DR^i , Df/Dk et Da/Dk , où R^r et R^i sont les parties réelle et imaginaire de la réponse en combustion et k la concentration massique de la phase condensée. Ces grandeurs sont directement comparables à celles données par un bilan acoustique linéaire.

Ces travaux ont été menés sur deux maillages très différents : une grille grossière (GG) avec $99 \times 16 = 1584$ points et une grille fine (GF) avec $164 \times 51 = 8364$ points. Les résultats obtenus ont été trouvés indépendants de la résolution des maillages. D'une façon générale, les comparaisons avec l'approche linéaire ont fait apparaître un excellent accord (écarts inférieurs à 5%) validant ainsi la mise en œuvre des codes et de leurs modèles. Pour les fortes valeurs de réponse l'accord se dégrade sensiblement, du fait des effets non linéaires qui croissent avec les valeurs de la réponse (oscillations de plus forte amplitude). La figure 2 illustre l'accord obtenu sur α en fonction de k pour le modèle diphasique (particules d'alumine liquide de 5mm de diamètre).

F. VUILLOT, N. LUPOGLAZOFF,
J. DUPAYS, Th. BASSET,
E. DANIEL (U. PROV. IUSTI)

Fig.1- Cas d'étude

Méthode de couplage Euler-Lagrange en écoulement compressible

Les méthodes numériques de simulation d'écoulements tridimensionnels sont actuellement utilisées couramment en représentation eulérienne. Ces méthodes ont prouvé leur efficacité pour "capturer" les discontinuités d'onde de choc ainsi que les nappes tourbillonnaires sans traitement particulier. Cependant les schémas de discrétisation utilisés pratiquement dans les applications tridimensionnelles complexes sont limités actuellement à une précision d'ordre deux en maillage régulier. On observe en conséquence une dissipation rapide des nappes tourbillonnaires dans les zones de l'écoulement représentées par un maillage généralement peu dense loin des corps. La précision dans le calcul des tourbillons concentrés peu s'avérer être insuffisante dans certains problèmes comme celui du rotor d'hélicoptère pour lequel la répartition de charge sur une pale est fortement influencée par les tourbillons émis par les autres pales sur une longue distance.

Afin de corriger la diffusion numérique du schéma de discrétisation de type Jameson mis en œuvre dans le logiciel Canari pour la résolution des équations d'Euler en écoulement compressible, on a développé une approche originale [1] de couplage par une méthode de suivi lagrangien de particules dans les régions d'écoulement tourbillonnaire. Il s'agit d'une correction locale permettant de limiter le coût de calcul par rapport à la mise en œuvre d'une approche globale comme par exemple celle consistant à utiliser un schéma de haute précision ou une technique d'adaptation de maillage.

Pour illustrer l'efficacité de cette nouvelle méthode, on a considéré le calcul de l'écoulement transsonique stationnaire autour de l'aile de référence AS28G de type Airbus dans un maillage structuré constitué de $96 \times 28 \times 16$ cellules. Afin d'améliorer le calcul du tourbillon émis

en extrémité de l'aile, on a placé 1120 particules (4 par cellule) entre cette extrémité et la frontière du domaine de calcul en aval de l'aile (fig. 1 a). La technique permet d'assurer une présence continue de particules dans le tourbillon grâce à une réinitialisation automatique de celles-ci lorsqu'elles sortent du domaine de calcul (fig. 1. b) L'initialisation du couplage eulérien/lagrangien est réalisée à partir de la solution stationnaire convergée issue du calcul eulérien. La correction lagrangienne est appliquée à chaque itération.

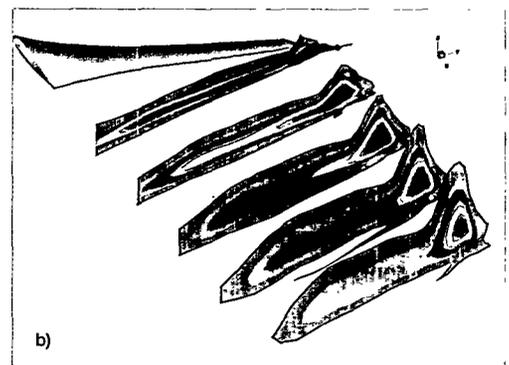
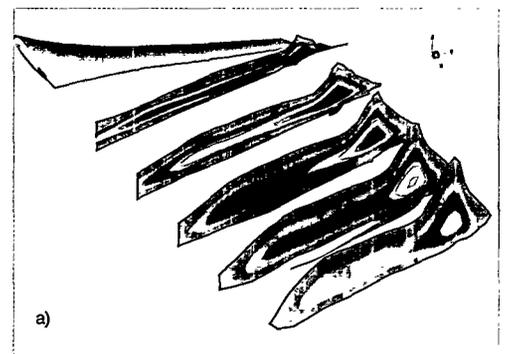
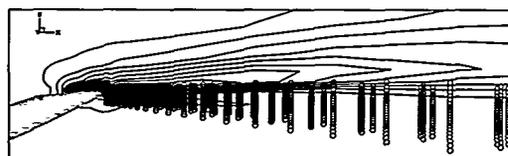
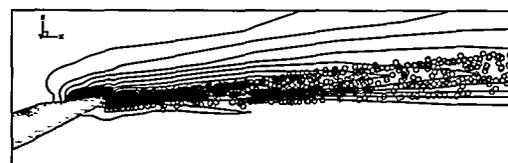


Fig.2 - Iso-vorticité dans le sillage de l'aile en écoulement stationnaire ($Mach_{\infty}=0,80$, $\alpha_{\infty}=2,2^{\circ}$)
a) calcul Eulérien
b) calcul Eulérien/Lagrangien



a)



b)

Fig.1a - Visualisation des particules à l'état initial

Fig.1b - Visualisation des particules à convergence

Une comparaison des résultats est présentée sur la figure 2 pour les lignes iso-tourbillons dans des plans perpendiculaires au sillage de l'aile en aval du bord de fuite. On observe que le tourbillon se dissipe rapidement lorsque l'on s'éloigne du bord de fuite de l'aile dans le cas eulérien. Le calcul eulérien/lagrangien permet de conserver la concentration du tourbillon loin de l'aile et n'augmente le temps de calcul par itération et par cellule que seulement de 20% par rapport à l'utilisation de l'approche eulérienne pure dans ce maillage. Cette approche semble prometteuse en vue d'application au cas du rotor d'hélicoptère.

V. NASTASI, A. LERAT, J. SIDÈS

RÉFÉRENCE :

[1] V. NASTASI, A. LERAT, J. SIDÈS - Couplage de représentations Eulérienne et Lagrangienne pour le calcul d'un écoulement avec choc et nappe tourbillonnaire autour d'une aile. Actes du 13^{ème} Congrès Français de Mécanique, Poitiers, Septembre 1997.

Essais au banc Martel pour la caractérisation de l'environnement acoustique d'un lanceur au décollage (contrat Cnes)

Dans le cadre du programme Recherche et Technologie du Cnes, l'Onera anime un groupe de recherche sur le thème de l'environnement acoustique des lanceurs. Ce groupe réunit plusieurs établissements ou laboratoires ayant les compétences nécessaires pour mener des études dans les domaines de l'acoustique, de l'aéroacoustique, de la mécanique des fluides et de la simulation numérique. Il s'agit principalement d'Aérospatiale, de l'ECL, du LEA, du CEAT de Poitiers et de l'Onera. Les objectifs poursuivis par ce groupe de travail concernent, d'une part, l'amélioration des connaissances relatives aux mécanismes générateurs du bruit rayonné par des jets supersoniques très chauds et d'autre part, l'analyse et la caractérisation des techniques de réduction de bruit dont l'injection d'eau est la principale composante.

Pour accompagner les études théoriques il est apparu nécessaire de disposer d'un moyen d'essais capable de représenter, le plus fidèlement possible, l'ambiance aéroacoustique d'un lanceur au décollage dans un contexte de recherche. L'Onera a participé à l'étude et au développement du banc MARTEL (Moyen Aéroacoustique de Recherche et Technologie sur l'environnement des Lanceurs) qui est implanté au CEAT de Poitiers. Cette installation, qui a été entièrement financée par le Cnes, est opérationnelle depuis mai 1996. Elle est équipée d'un foyer à combustion air-hydrogène conçu, fabriqué et testé à l'Onera. Ce foyer à deux étages permet de produire des jets ayant un nombre de Mach proche de 3 avec une température génératrice de l'ordre de 2000K. Au cours de l'année 1997 plusieurs essais ont été menés par les différents laboratoires et l'Onera a conduit une importante campagne sur une maquette à l'échelle 1/47 représentant une moitié du pas de tir du lanceur Ariane 5. Le principal objectif consistait à valider les performances, l'adéquation et la représentativité du banc Martel pour mener ce type d'essais complexes. Un grand nombre de paramètres ont été testés tels que la position du pas de tir par rapport à la tuyère pour simuler l'altitude du lanceur, le type et la position des rampes d'injection d'eau, le débit d'eau injectée et l'angle d'injection. La métrologie, exclusivement acoustique, était composée d'une antenne cylindrique comprenant 24 microphones pour effectuer une localisation des sources acoustiques et de 6 capteurs placés à la surface du foyer pour recueillir le champ de pression pariétale. L'enregistrement synchrone des signaux permettra, dans une phase ultérieure, de préciser les zones émissives, de reconstruire le champ acoustique mesuré à partir d'un jeu réduit de sources acoustiques simples et de mener une compa-

raison entre le champ acoustique calculé et les mesures effectuées en champ libre et diffracté.

Une première exploitation récente des résultats a permis de retrouver des effets déjà constatés lors des essais réalisés par l'Onera au centre du Fauga en 1992, sur une maquette complète du lanceur Ariane V à l'échelle 1/20. L'évolution du niveau global de pression acoustique en fonction de l'altitude est conforme à celle observée au CFM et le niveau de bruit maximal est obtenu pour la même altitude relative. Les atténuations de bruit dues aux dispositifs d'injection d'eau sont également du même ordre de grandeur en niveau global. On note cependant quelques différences sur les bandes de fréquences concernées par ces réductions de bruit. Par ailleurs, une étude paramétrique montre que certaines configurations font apparaître des diminutions importantes du niveau de pression acoustique relevé en partie haute, notamment en jouant sur l'orientation de l'injection d'eau par rapport à la direction du jet. On dispose donc de pistes intéressantes qui pourront être mises à profit dans le cadre d'une optimisation des moyens de réduction de bruit. Bien entendu, l'extrapolation à l'échelle 1 suppose une analyse détaillée des phénomènes observés.

Ainsi, sur la base des premiers résultats exploités, il ressort que le banc Martel est particulièrement bien adapté à la simulation de l'environnement acoustique d'un lanceur au décollage. Sa souplesse d'utilisation et son faible coût d'exploitation en font un outil précieux pour accompagner les études intéressant le Cnes et l'Aérospatiale.

Enfin, son aménagement et ses équipements permettent de répondre à des demandes émanant d'autres établissements publics ou privés dont la finalité ne relèverait pas forcément du domaine des lanceurs spatiaux. Le Cnes est favorable à ce que les chercheurs et ingénieurs intéressés puissent bénéficier de ce moyen d'essais original et unique.

D. GÉLY

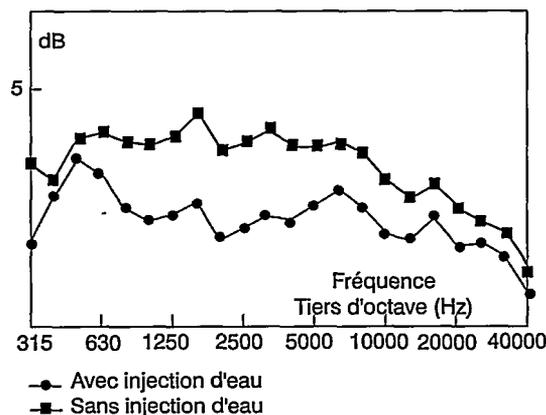


Fig.1- Mise en évidence de l'efficacité de l'injection d'eau pour réduire le niveau de bruit rayonné

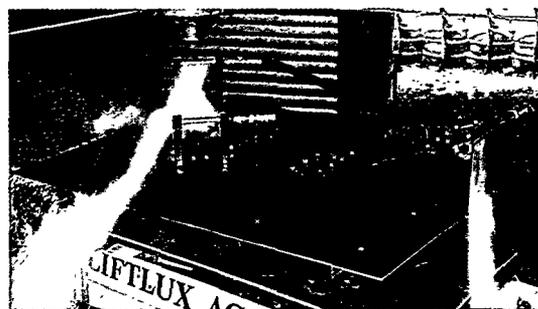


Fig.2- Essais au banc Martel sur une maquette du pas de tir d'Ariane V

Etude des phénomènes d'interférence de chocs dans la soufflerie R5Ch (contrat DGA/DSPNuc Prepha)



Fig. 1 - Visualisation d'une interférence de type III obtenue par FFE

Cette étude est entreprise dans le cadre du Programme de REcherche sur la Propulsion Hypersonique Avancée (PREPHA), dont le but est de montrer la faisabilité d'un véhicule propulsé au moyen d'un statoréacteur à combustion supersonique. Or, des interférences de chocs se produisent au voisinage d'une prise d'air à l'intersection des chocs engendrés par les rampes de compression avec le choc fort se formant devant une carène. Cette situation est simulée dans la soufflerie hypersonique laminaire R5Ch de manière très fondamentale dans le but de constituer un cas test laminaire pour la validation des codes de calcul.

Le dispositif expérimental comprend un générateur de choc provoquant une onde de choc incidente qui vient elle-même rencontrer une onde de choc détachée. Celle-ci est créée par un barreau cylindrique. Les essais ont été réalisés dans la soufflerie à rafales R5Ch qui délivre un écoulement au nombre de Mach 10.

Fig. 3 - Evolution de la pression sur le cylindre dans les cas de référence et d'interférences de type III et IV

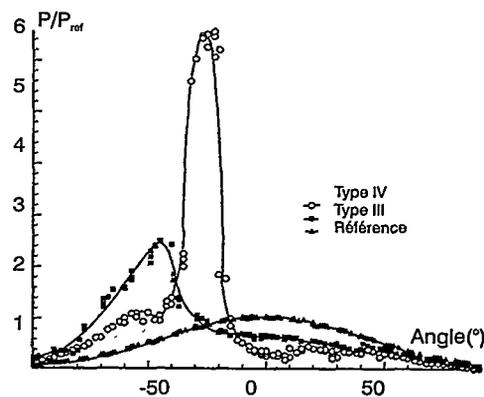


Fig. 2 - Visualisation d'une interférence de type IV obtenue par FFE

Suivant la positive relative des ondes de choc, il apparaît six types d'interférences différents (classification d'Edney).

La figure 1 montre une visualisation obtenue par Fluorescence par Faisceau d'Electrons (FFE) d'une interférence de type III caractérisée par l'existence d'une ligne de glissement en aval du point de croisement des chocs incident et détaché. Cette ligne de glissement venant frapper la paroi du cylindre provoque une surpression et un surflux importants. La figure 2 montre une visualisation obtenue par FFE d'une interférence de type IV, pour laquelle la ligne de glissement issue du croisement des chocs se poursuit par un jet supersonique. Celui-ci rencontrant la paroi, provoque une surpression et un surflux encore plus intenses que dans le cas de type III précédent.

La figure 3 présente l'évolution de pression sur le cylindre dans le cas de référence (sans choc incident) et dans les cas d'interférences de type III et IV. Toutes les pressions sont rapportées à la pression de référence p_{ref} obtenue au point d'arrêt dans le cas du cylindre seul dans l'écoulement. On obtient alors une suppression p/p_{ref} égale à 2,6 dans le cas de l'interférence de type III et à 6,6 dans le cas de l'interférence de type IV. Les pics de flux de chaleur associés à ces pics de pression sont aussi intenses. Ce phénomène est à l'origine de répercussions catastrophiques sur un véhicules si les protections thermiques adéquates ne sont pas prévues. Outre les effets destructeurs occasionnés par les flux de chaleur intenses mis en jeu, les surpressions locales peuvent être à l'origine des difficultés de manœuvrabilité de l'engin.



C'est pourquoi, il importe que ces phénomènes soient mieux connus et leurs effets quantifiables par le calcul.

B. CHANETZ, T. POT

Etude expérimentale d'une interaction entre un jet et une onde de choc. (contrat DGA/SPAé)

Cette expérience a été réalisée dans le cadre des recherches sur l'interaction choc/turbulence libre menées à DAFE pour expliciter les mécanismes physiques fondamentaux qui régissent l'amplification de la turbulence par une onde de choc [1-3].

Dans cette expérience, on soumet un jet de même nombre de Mach que l'écoulement externe à l'effet d'un choc droit. La différence de vitesse nécessaire à la création d'une couche de mélange turbulente est obtenue en chauffant le jet. Comme le montre la strioscopie instantanée présentée sur la figure 1, le choc agit sur un champ de nombre de Mach uniforme et n'est donc pas déformé par le jet. Ce procédé permet d'étudier isolément l'effet spécifique de l'onde de choc sur un champ turbulent, en s'affranchissant des phénomènes secondaires rencontrés dans les interactions complexes. Ces phénomènes, tels que les décollements dans les couches limites ou les cycles de compression et de détente dans les jets sous-détendus, contribuent pour une large part aux fortes amplifications de la turbulence induites par un choc dans ces écoulements [1,2].



Cette expérience a permis de confirmer qu'en l'absence de tout autre mécanisme de distorsion moyenne dans l'écoulement, une onde de choc n'amplifie la turbulence que de façon modérée. Elle a aussi permis d'étudier, au moyen d'une variation de la température du jet et de la position du choc, la dépendance de cette amplification vis-à-vis des conditions turbulentes amont. Ceci est illustré sur la figure 2 où sont tracées les iso-valeurs de l'énergie cinétique de la turbulence, sans et avec choc, dans le cas où le jet est chauffé à une température d'arrêt égale à 900K. Le rapport de vitesse entre le jet et l'écoulement externe est ici égal au rapport des températures d'arrêt, soit $\sqrt{3}$. L'influence du choc sur la turbulence

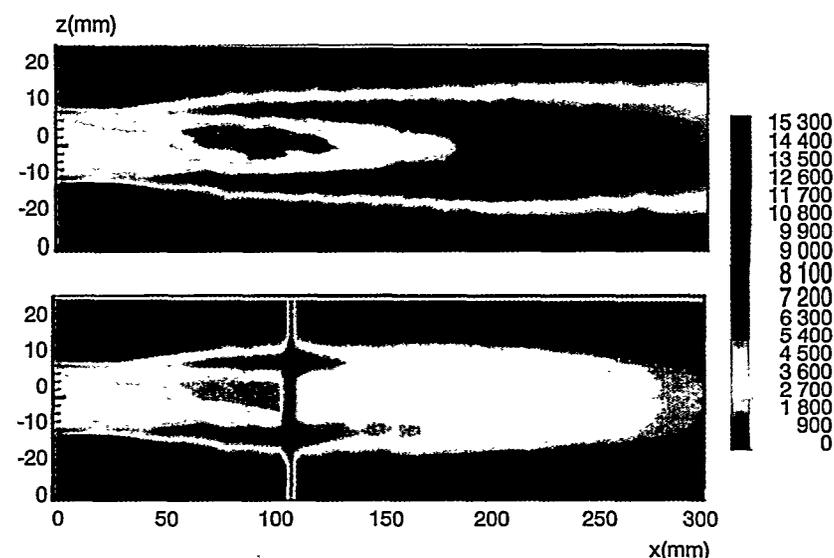


Fig. 2 - Iso-énergie cinétique de la turbulence dans le cas de l'écoulement de la figure 1, sans et avec choc (unité : m^2/s^2)

varie selon la région de l'écoulement considérée. Dans la région centrale, le choc agit sur une turbulence de faible taux ($\sqrt{k/\bar{U}} \approx 5\%$ où k désigne l'énergie cinétique de la turbulence et \bar{U} la vitesse moyenne locale). Cette turbulence, qui est quasi homogène, est légèrement amplifiée. Le taux d'amplification obtenu, $k_{\text{aval}} / k_{\text{amont}} \approx 1,5$, correspond à celui prédit par la théorie linéaire homogène de l'interaction, [1]. La turbulence cisailée de la couche de mélange subit, quant à elle, une forte atténuation à l'aval du choc. Cette réduction provient des effets de couple induits par la combinaison des variations de densité et du saut de pression (effets baroclines). Cela conduit, d'une part à une diminution du cisaillement moyen qui entretient la turbulence dans la couche de mélange du jet, et d'autre part, à une réduction de l'effet d'amplification de la vorticité par la compression des structures turbulentes [3]. Ce type d'étude permet d'énoncer un ensemble de principes physiques cohérents qui doivent, à terme, aider à maîtriser les applications et les modélisations de l'interaction choc/turbulence.

L. JACQUIN, P. GEFFROY

REFERENCES :

- [1] L. JACQUIN, C. CAMBON, E. BLIN - *Turbulence amplification by a shock wave and rapid distortion theory*. The Physics of Fluid A, 5 (10), p. 2539-2550, 1993.
- [2] L. JACQUIN, E. BLIN, P. GEFFROY - *An experiment on free turbulence/shock wave interaction*. Turbulent Shear Flows 8, Springer-Verlag, Berlin, p. 229-248, 1993.
- [3] L. JACQUIN, P. GEFFROY - *Amplification and reduction of turbulence in a heated jet/shock interaction*. 11th Turbulent Shear Flows Symposium, Grenoble, 8-10 septembre 1997.

Fig. 1 - Strioscopie instantanée de l'interaction entre un jet chauffé à 900K et une onde de choc droite. Le nombre de Mach au niveau de l'onde de choc est uniforme et égal à 1,6

Mesures simultanées de la pression et de la température au moyen d'un revêtement luminescent

Les trois années d'activité passées sur l'étude de peintures sensibles à la pression (PSP) ont abouti à la mise en oeuvre d'une peinture à deux composés. Le revêtement luminescent est excité par une source UV et l'intensité de luminescence émise est enregistrée au moyen d'une caméra CCD. Une partie de l'énergie absorbée est transmise aux molécules d'oxygène présentes dans le revêtement par un phénomène d'inhibition de luminescence. Ainsi, lorsque la pression augmente, la luminescence diminue. La méthode de dépouillement, dite méthode d'intensité, requiert une mesure de référence (à pression uniforme), afin de prendre en compte les défauts d'uniformité en épaisseur, concentration et surtout illumination.

Le premier composé présente l'avantage d'une grande sensibilité à la pression. En effet, l'intensité de luminescence varie de plus de 99% entre la pression atmosphérique et le vide. La correction de l'effet de température est apportée par l'ajout d'un composé thermosensible dans la peinture (TSP) qui, de plus, permet de corriger les effets dus aux variations de l'excitation entre l'image de référence et l'image

d'essai. Un étalonnage en laboratoire fournit l'expression d'une loi générale prenant en compte les conditions de référence et les conditions d'essai, notamment la température. L'intérêt d'une telle démarche est qu'elle ne nécessite pas de mesures ponctuelles sur la maquette pour étalonner la peinture «in-situ».

Un essai a été réalisé dans la veine transsonique S2 du centre de Modane sur une voilure de maquette Airbus. La PSP choisie étant particulièrement sensible à la température (-1,7% / °C), la précision sur la détermination de la température conditionne fortement le résultat final. La figure 1 présente une cartographie en pression obtenue à $M=0,8$, incidence 2 degrés. La courbe associée (Fig.2) montre une comparaison entre deux sections de prises de pression et les valeurs obtenues par PSP aux mêmes points sur la maquette. Cette première utilisation en soufflerie d'une combinaison de deux peintures (PSP+TSP) est très encourageante. En terme de précision, l'écart quadratique moyen sur les coefficients de pression est de 4,7%. Les écarts absolus sont les plus importants dans les zones où la variation de pression est brutale (bord d'attaque et choc).

M.- C. MÉRIENNE, Y.MÉBARKI

RÉFÉRENCE :

Y. MÉBARKI, M.-C. MÉRIENNE - Application d'un revêtement luminescent à deux composés pour la mesure de la pression et de la température. Journée SFT «Thermographie quantitative», IFP Paris, 22 janvier 1997, TP Onera 1997-1

Fig.2 - Comparaison entre les prises de pression (points) et les mesures par PSP (traits) pour différentes section

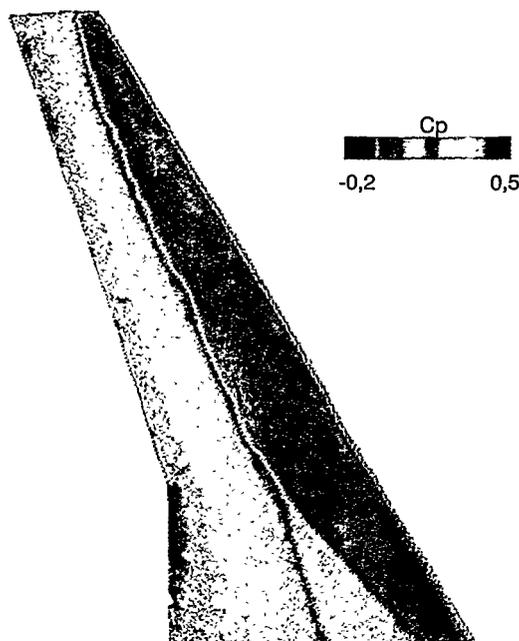
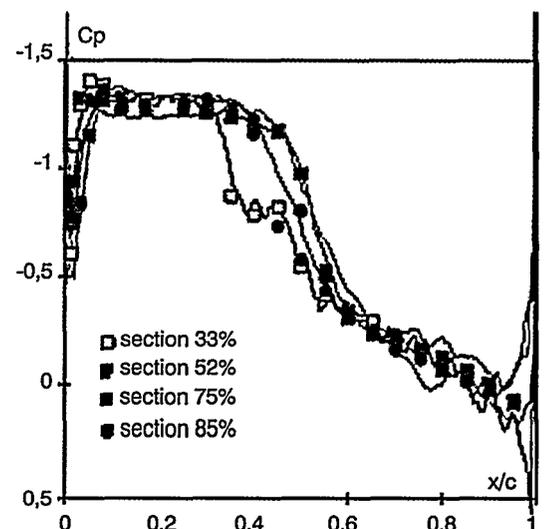


Fig. 1 - Image PSP obtenue aux conditions nominales ($M=0,8$ - incidence= 2°)



Décollement de l'écoulement externe induit par l'éclatement du jet propulsif sur un rétreint d'arrière-corps de missile (contrat DGA/SPNUC)

Le décollement de l'écoulement externe induit par l'éclatement d'un jet propulsif a été analysé expérimentalement sur une maquette de révolution dans la soufflerie de recherche atmosphérique continue S8Ch au centre de Chalais-Meudon de l'Onera. Un tel phénomène, s'il se produit sur l'arrière-corps d'un missile, a de sévères répercussions sur la stabilité, la manoeuvrabilité et l'échauffement au culot.

La strioscopie «éclair» obtenue avec un temps d'exposition de 20 nanosecondes, figure 1, montre clairement le phénomène de grand épanouissement -ou d'éclatement- d'un jet propulsif interagissant avec un écoulement externe. Les conditions génératrices de l'écoulement externe sont $p_{ie} = 0,975 \cdot 10^5$ Pa et $T_{ie} = 298$ K, respectivement pour la pression et la température. Le nombre de Mach externe M_e est égal à 1,94. Le nombre de Mach M_j mesuré en sortie de tuyère sur l'axe de révolution est égal à 1,75. La pression génératrice du jet a été fixée à $p_{ij} = 7,75 \cdot 10^5$ Pa. Pour ces conditions de forte sous-détente, le jet propulsif constitue un obstacle de nature fluide vis-à-vis de l'écoulement externe. L'angle de cette «rampe fluide», directement lié au taux de détente du jet, est ici suffisant pour induire le décollement de la couche limite externe au milieu du rétreint. Le décollement s'accompagne d'un choc d'interaction qui rejoint un second choc dû à la confluence proprement dite des écoulements. En sortie de tuyère, un phénomène de focalisation d'ondes, typique des jets sous-détendus de révolution, donne naissance à un choc -appelé choc en tonneau-, dont la réflexion sur l'axe, singulière dans ce cas, engendre un disque de Mach.

L'évolution de la pression pariétale sur le rétreint, adimensionnée par la pression statique externe non perturbée p_e , est donnée figure 2. Au milieu du rétreint, la montée rapide de la pression pariétale traduit le processus d'interaction entre le choc et la couche limite. En fin d'interaction, la courbe de pression pariétale tend vers une valeur constante, parfois appelée pression «plateau», typique d'une ré-

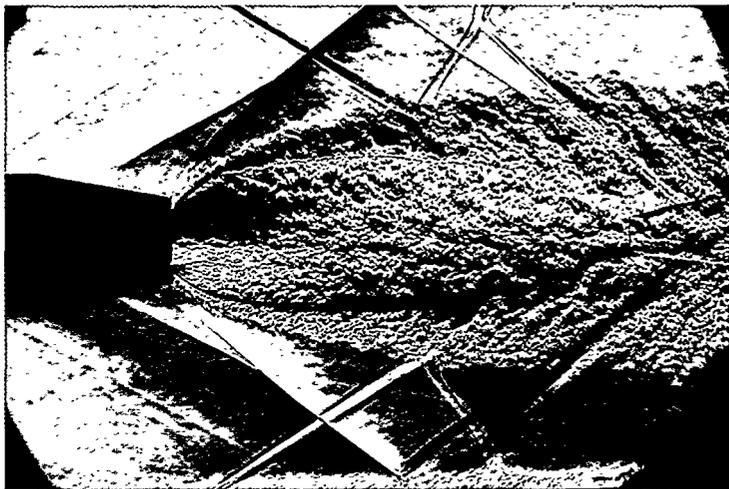


Fig.1 - Strioscopie «éclair» des écoulements autour de l'arrière-corps

gion décollée étendue en écoulement turbulent bidimensionnel ou de révolution. Les lignes iso-Mach déduites des mesures par vélocimétrie laser sont données figure 3. En dépit du manque de certains points de mesure immédiatement en aval du culot, l'aspect général de ces écoulements fortement compressibles et de leurs interactions est bien dévoilé. On distingue notamment les zones à faible vitesse dans la région décollée sur le rétreint et dans la poche subsonique en aval du disque de Mach.

En résumé, une analyse expérimentale détaillée d'un écoulement complexe à l'arrière-corps d'un missile en régime supersonique a été effectuée. Les résultats obtenus, notamment à l'aide de la vélocimétrie laser à franges, permettent la constitution d'un cas test pour la validation des méthodes numériques, et contribuent à l'approfondissement de la physique des écoulements au culot des missiles lorsque le jet propulsif est fortement sous-détendu.

P. REIJASSE, B. CORBEL

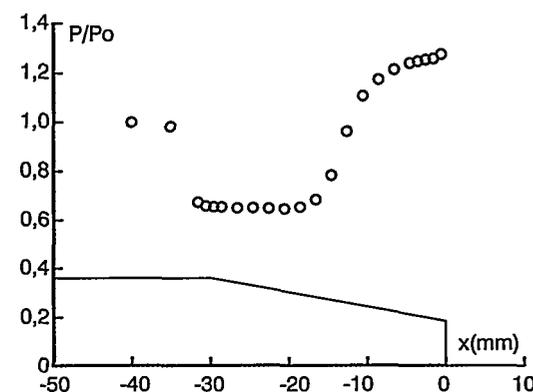


Fig.2 - Evolution de la pression pariétale sur le rétreint d'arrière-corps

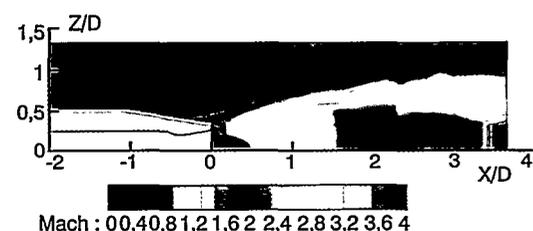


Fig.3 - Lignes iso-nombre de Mach autour de l'arrière-corps

Instationnarité et dissymétrie du décollement dans une tuyère supersonique bidimensionnelle (contrat Cnes)

Le cadre de cette étude expérimentale, financée par le Cnes, est l'analyse des causes des décollements dissymétriques instationnaires engendrant des charges latérales dans les tuyères de moteurs-fusées trop fortement surdétendues. Des essais en gaz froid, à caractère fondamental, ont été réalisés dans une tuyère supersonique bidimensionnelle Mach 2, équipant la soufflerie continue de recherche S8Ch du centre de Chalais - Meudon de l'Onera. Le décollement dans la tuyère était provoqué en la désamorçant partiellement au moyen d'un second col de section variable disposé en aval de la veine d'essais.

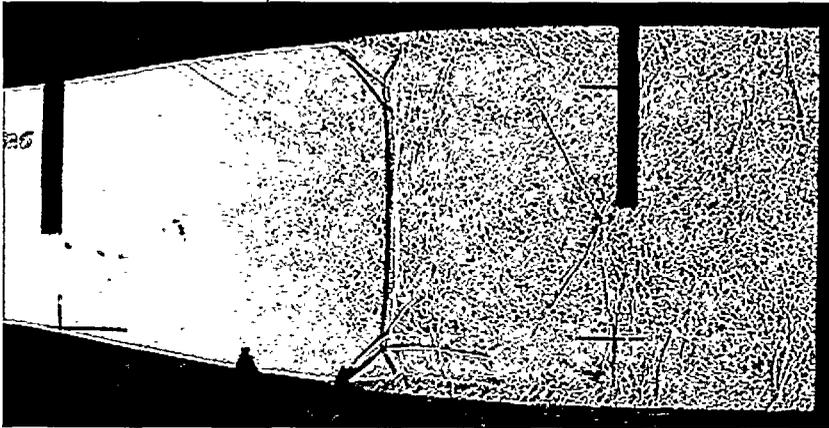


Fig. 1 - Choc de décollement symétrique : visualisation par ombroscopie

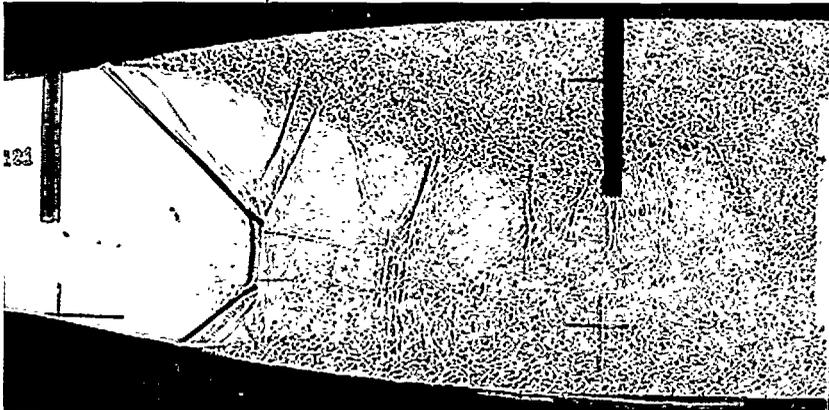


Fig. 2 - Choc de décollement dissymétrique : visualisation par ombroscopie

Les images strioscopiques de l'écoulement filmées à une cadence de 1900 images/s par caméra électronique et les séquences de clichés ombroscopiques réalisées à une cadence de 10000 images/s à l'aide du dispositif de chronoloupe de l'IMFL ont permis de caractériser les aspects statiques et dynamiques des différentes structures de l'écoulement (chocs, sillages, décollements).

Les configurations de choc de décollement présentent toutes une structure en double lambda. Des configurations de choc symétriques apparaissent, d'une part pour les ouvertures de second col les plus grandes, ce qui provoque des décollements en aval de la tuyère comme le montre la figure 1, et d'autre part pour les plus petites ouvertures qui induisent des décollements proches du col de la tuyère. Pour les ouvertures de col intermédiaires, le système de chocs prend des configurations aux aspects dissymétriques, comme le montre la figure 2. Il a été observé que la dissymétrie du second col n'avait pas d'influence sur le positionnement de la dissymétrie du choc. En revanche, les essais ont montré que les dissymétries du décollement et des structures de choc associées sont pilotées par l'état des couches limites amont.

Le dépouillement des ombroscopies ultra-rapides a mis en évidence le mouvement d'ensemble en phase, suivant la direction longitudinale, de la partie choc droit et des chocs aval des structures en lambda. Cette observation est confirmée par les résultats de l'analyse spectrale des fluctuations de pression mesurées aux parois de la tuyère et de la veine, les signaux des capteurs symétriquement opposés étant généralement en phase dans la bande de fréquence de 0 à 300Hz.

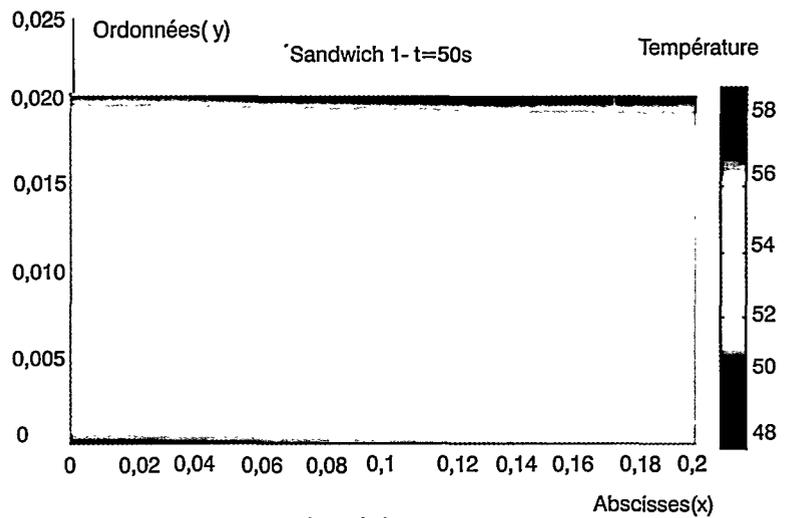
En résumé, ces expériences de base dans une tuyère bidimensionnelle ont permis de décrire les principales structures quasi-bidimensionnelles de l'écoulement dans la région de décollement. Toutefois, les interactions des chocs avec les couches limites des parois de la veine rendent inévitable le caractère tridimensionnel de l'écoulement moyen à l'approche du second col. Ce montage se prête parfaitement à la constitution d'un cas test de tuyère supersonique décollée, dont l'écoulement sera sondé par vélocimétrie laser à trois composantes dans le cadre d'une poursuite de ces travaux en 1998.

P. REIJASSE

Caractérisation du comportement thermique et acoustique de plaques multicouches sandwich

Les matériaux composites sont largement utilisés dans les industries aéronautique et spatiale. Dans les chambres de combustion, les radômes ou encore les panneaux d'habillages de nacelles, ils peuvent être soumis à des contraintes acoustiques et thermiques qui sont rarement considérées de façon conjointe lors des phases de conception et d'optimisation. C'est pour pallier ce manque qu'un modèle décrivant le comportement vibro-acoustique et les transferts de chaleur dans les composites multicouches et sandwich a été développé à l'Onera-Cert. Ce modèle s'attache particulièrement à affiner la modélisation des différents phénomènes, gouvernant ce comportement, ainsi qu'à lui adjoindre des conditions aux limites les plus représentatives possibles des configurations d'utilisation de ces composites dans les domaines aéronautique et spatial.

Après avoir montré que la seule interaction possible entre les deux facettes de l'étude est l'influence de la température sur les propriétés élastomécaniques des matériaux, une première étape de modélisation est conduite. Les transferts de chaleur dans les panneaux rectangulaires composites multicouches et sandwich sont décrits sous la forme d'un modèle conductif équivalent, bidimensionnel et instationnaire, prenant en compte la conduction orthotrope de la chaleur dans chaque couche, le rayonnement dans les cellules de matériaux nids d'abeilles ainsi que les phénomènes de résistance thermique de contact aux interfaces. Les conditions aux limites admises par le modèle permettent indifféremment de décrire les échanges convectifs ou radiatifs sur les faces des panneaux, représentatifs des situations rencontrées pour les panneaux d'habillages de nacelles de moteur, par exemple (figure 1). Le modèle vibro-acoustique décrit le comportement modal et l'indice d'affaiblissement de panneaux rectangulaires multicouches ou sandwichs; basé sur une résolution analytique, il autorise une large gamme de conditions sur les bords ou en n'importe quel point du panneau (rappel élastique, encastrement, amortissement, dans tous les cas local ou continu); il est alors possible de décrire des situations de montage industriel (boulonnage, plots élastomériques). Le comportement élastomécanique de chaque type de couche est modélisé de manière complète, et l'accent est mis sur le respect des continuités en déplacement et en contrainte aux interfaces.



Abscisses(x)

Une première étape de validation est réalisée sur la base de plusieurs expérimentations: en thermique, une série de mesures sur le comportement conductif équivalent des composites nids d'abeilles est réalisée; puis le comportement global du modèle de transfert de chaleur est comparé au cas de plaques multicouches ou sandwichs soumises à des échanges convectifs sur une face en soufflerie. La validation acoustique porte sur l'identification du comportement modal puis vibro-acoustique (mesure de l'indice d'affaiblissement) de plaques minces puis sandwich, montées sur des plots élastomériques utilisés dans l'industrie.

Dans les deux cas, les modélisations se montrent représentatives des expérimentations, tant en tendance qu'en valeurs (figure 2).

Fig.1 - Champ de température stationnaire à travers sandwich aluminium tri-couche soumis à des conditions convectives sur deux faces (ordonnées $y=0$ et $0,02$)

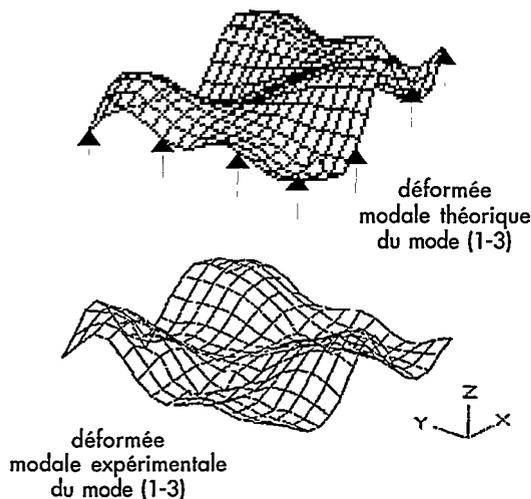


Fig.2 - Déformées modales théoriques et expérimentales d'une plaque mince avec douze plots élastomériques sur les bords (flèches rouges)

Y. MURER, P. MILLAN, S. PAUZIN

RÉFÉRENCES :

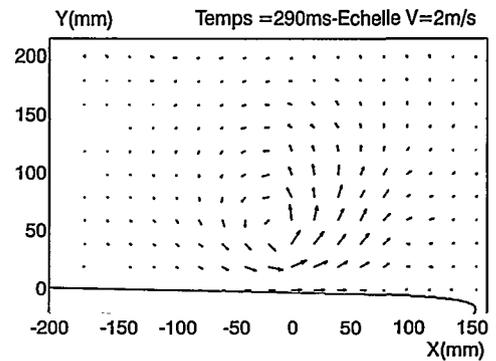
[1] A. BERRY, J.L. GUYADER, J. NICOLAS, A general formulation for the sound radiation from rectangular, baffled plates with arbitrary boundary conditions, panels *Journal of the Acoustical Society of America* vol. 88 (6) p. 2792 (1990).

[2] A.S. HOULBERT, Caractérisation thermique des parois composites opaques - problèmes d'homogénéisation *Thèse de doctorat du LEMTA INP de Lorraine, France (1992)*.

Interaction tourbillon - paroi (contrat DGA/SPAé)

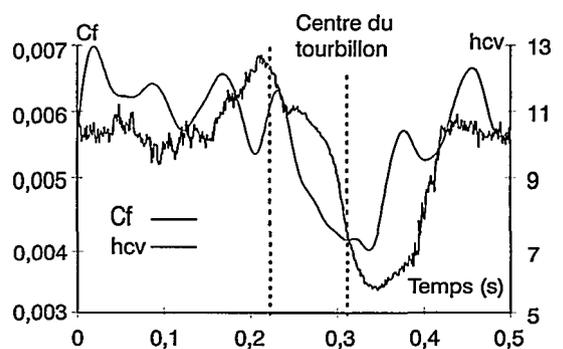
La construction et la validation de codes de calcul de l'écoulement dans des chambres de combustion passe par une meilleure connaissance des mécanismes gouvernant la turbulence dans le champ et dans les régions proches des parois. Des expérimentations sont donc développées pour mieux appréhender ces phénomènes complexes.

Fig.1- Champ de vitesse



La compréhension des écoulements dans les couches limites passe par l'étude de configurations simples où les phénomènes sont analysés séparément. Une expérience visant à l'étude de l'interaction entre un tourbillon unique et une paroi est mise en place pour comprendre les effets du passage du tourbillon sur les caractéristiques dynamiques et thermiques de la couche limite en présence d'une perturbation.

Fig.2- Evolution de Cf et hcv



L'analyse bibliographique conduit d'une part à la définition d'un système de création d'un tourbillon unique et reproductible et, d'autre part, à la constitution de références pour la validation des résultats. Elle met aussi en évidence le manque de travaux sur l'interaction tourbillon - paroi, en particulier pour ce qui concerne l'analyse des échanges thermiques mis en jeu. Le système de génération est basé sur la mise en incidence rapide et le retour à incidence nulle d'un volet Naca 0015.

La caractérisation dynamique du tourbillon seul est effectuée par des outils de mesure tels que les visualisations par caméra vidéo rapide et la vélocimétrie laser à effet Doppler. Un traitement spécifique des mesures de vitesse par vélocimétrie laser à effet Doppler a été développé. Il conduit à la connaissance des champs instantanés de vitesse dans l'ensemble de la veine. Les paramètres régissant le tourbillon (circulation, vitesse de convection) sont déduits d'une part de ces champs de vitesse et, d'autre part, de la comparaison avec le modèle d'Oseen.

Une analyse complète de la couche limite développée sur la plaque plane tant du point de vue dynamique que thermique est menée

pour connaître l'état initial de l'écoulement avant l'interaction. La plaque plane possède un bord d'attaque super-elliptique pour obtenir une couche limite dont les caractéristiques s'approchent au mieux de la couche limite laminaire régie par les équations de Blasius.

Le traitement des mesures de vitesse acquises lors de l'interaction tourbillon - paroi permet de détailler les champs de vitesse instantanés dans tout le champ de l'écoulement au-dessus de la plaque pour la compréhension globale de l'évolution du tourbillon figure 1. Ces observations sont complétées par un sondage supplémentaire dans la couche limite. Le passage du tourbillon est caractérisé par un écrasement de la couche limite simultanément à un fort ralentissement de l'écoulement près de la paroi, suivis d'un phénomène d'aspiration conduisant au fort épaissement de la couche limite à l'arrière du tourbillon. Ces effets sont corrélés par les variations du coefficient de frottement pariétal et de l'échange de chaleur pariétal qui enregistrent une nette diminution figure 2.

P. REULET, P. MILLAN

Ecoulements autour de bords de fuite épais cambrés (contrats Airbus Industrie et SPAé)

L'étude de l'écoulement autour de profils à bords de fuite épais cambrés s'inscrit dans un programme de recherche élaboré entre Aérospatiale, Airbus Industrie, Dassault Aviation, le SPAé et différents départements de l'Onera.

L'intérêt de profils d'ailes à bord de fuite épais cambré réside dans l'amélioration des performances des voilures modernes pour le régime de croisière transsonique. En effet, pour des valeurs élevées du coefficient de portance, la diminution de la traînée d'onde peut être plus importante que l'augmentation de la traînée du culot, pour certaines formes optimisées de bords de fuite.

Un programme complet d'études expérimentales a permis d'établir une base de données précieuse pour la validation des codes de calculs utilisés et développés à l'Onera.

Une étude expérimentale de l'écoulement turbulent autour d'un profil de base, équipé de plusieurs formes bidimensionnelles de bords de fuite épais cambrés, a été menée dans le tunnel hydrodynamique du Cert. Les mesures de répartitions de pression montrent que l'épaississement du bord de fuite contribue à l'augmentation de la charge arrière du profil, accompagnée d'une diminution significative de l'incidence relative à iso-portance. Les explorations fines du sillage proche, par anémométrie laser bidimensionnelle, ont permis de détailler les caractéristiques des deux enroulements tourbillonnaires contra-rotatifs bien distincts, juste en aval d'un culot cambré dont l'épaisseur est de l'ordre du pour-cent de la corde du profil.

Une approche numérique, basée sur la résolution des équations de Navier-Stokes moyennées (code de calcul Canari), a été mise en œuvre. La modélisation de la turbulence fait appel à la résolution d'une équation de trans-

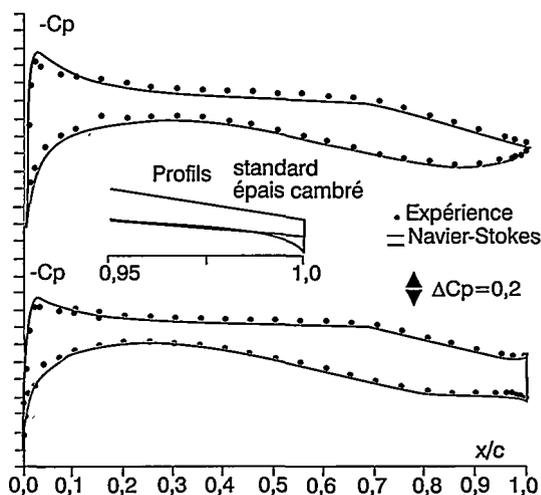


Fig. 1 - Comparaison des évolutions longitudinales du coefficient de pression

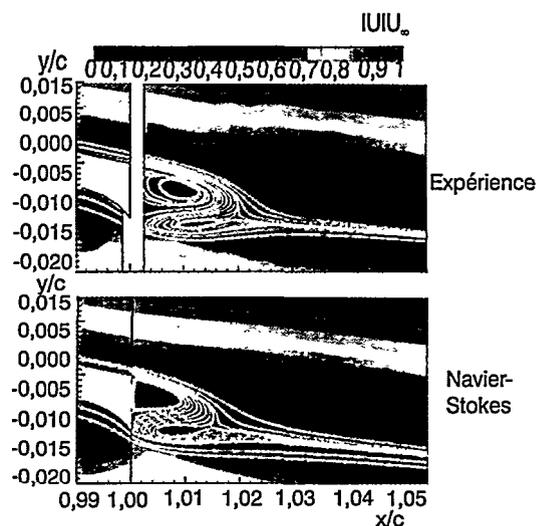


Fig. 2 - Comparaison des iso $|U| / U_x$ en aval du culot le plus épais

port pour la viscosité turbulente. Le calcul restitue correctement l'évolution longitudinale de la pression statique et le découplage extrados intrados sur la partie arrière du profil, à contrario d'un modèle de type longueur de mélange. La confrontation calcul/expérience est également excellente sur la structure topologique du proche sillage.

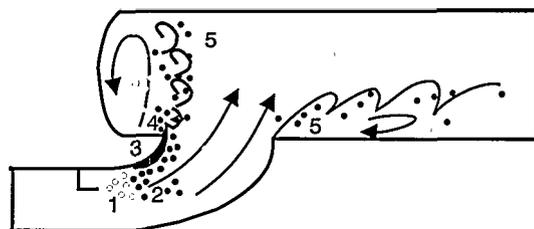
La validation en terme de performances, du concept de bord de fuite épais cambré a été faite en régime transsonique, à la soufflerie T2 du DMAE. La base de données précédente a été complétée en écoulement tridimensionnel incompressible à la soufflerie F2.

E. COUSTOLS - Ph. SAUVAGE

Fig.1- Phénomènes physiques instationnaires

Modélisation du comportement de la phase liquide dans les chambres de combustion de statoréacteurs à injection liquide. (contrat Aérospatiale)

La conception des chambres de combustion de statoréacteurs et l'étude de leurs performances est un sujet pour lequel la simulation numérique est de plus en plus utilisée. La réduction des cycles de développement et des coûts en est la principale raison. L'objectif des travaux réalisés est d'améliorer les modèles utilisés pour la phase liquide, afin de mieux prédire les performances des chambres statoréacteurs. Depuis plusieurs années, le calcul de la combustion a été abordé en écoulement monophasique, soit à partir d'une approche globale par assemblage de réacteurs élémentaires, soit en injection prémélangée. Dans le cas d'une injection de carburant liquide, le caractère prédictif de la simulation numérique dépend directement de la finesse de la modélisation des principaux processus physiques liés à la présence de la phase liquide. La prise en compte de la phase liquide dans les foyers de statoréacteurs fait l'objet d'un programme de recherche financé par le SPNUC en coopération avec l'Aérospatiale Division Missiles. Une partie de ce travail a été réalisé dans le cadre d'un doctorat (bourse Cifre - Aérospatiale) [1]. L'objectif de ce programme a



- 1 : Atomisation
- 2 : Dispersion turbulente
- 3 : Impacts et formation de films
- 4 : Désintégration de film liquide
- 5 : Dispersion turbulente

été de développer un module diphasique couplé à un code de calcul de la phase gazeuse à partir de résultats expérimentaux obtenus, soit à partir d'expériences de base, soit à partir de maquettes de configurations simplifiées (DUMP).

La figure 1 présente les principaux phénomènes physiques à modéliser. A l'issue de ce programme un module diphasique Lagrangien (LSD) a été élaboré, validé et ensuite intégré dans le code Mathilda [2] afin de pouvoir effectuer des calculs d'écoulements diphasiques prenant en compte le couplage entre phases. La figure 2 présente, pour la configuration DUMP, les répartitions des gouttes et de la richesse locale pour trois instants différents [3]. Ce code a été transféré à l'Aérospatiale Division Missiles. Le modèle de combustion CFM, développé par l'Ecole Centrale de Paris, a été introduit dans le code et cet ensemble peut être appliqué au calcul des écoulements diphasiques réactifs de configurations réelles de statoréacteurs.

D. BISSIERES *, J.-L. ESTIVALEZES **, G. LAVERGNE **

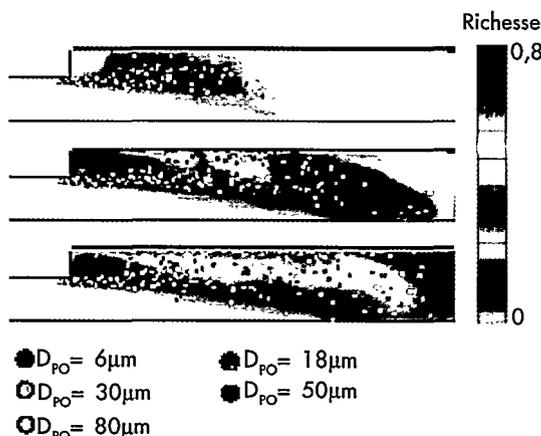


Fig.2 - Exemple de simulation

RÉFÉRENCES :

- [1] D. BISSIERES - *Modélisation du comportement de la phase liquide dans les chambres de combustion de statoréacteurs*. Thèse de Doctorat de l'ECP, Nov 1997.
- [2] D. DUTOYA, M.P. ERRERA - *Le code Mathilda. Modèles physiques, réseau de calcul et méthode numérique*. Rapport technique 42/3473 EN, Onera, 1991.
- [3] D. BISSIERES, G. LAVERGNE, P. TRICHET - *Two phase flow simulation of dump combustor under realistic conditions*. ICLASS 97, Seoul, Korea.

*Aérospatiale - Missiles
**Onera/Cert/DMAE/MH

Étude de la réceptivité de la couche limite par simulation numérique direct (contrat DGA/SPAé)

La transition laminaire-turbulent de la couche limite est provoquée par le développement de modes propres appelés ondes de Tollmien-Schlichting. Ces ondes prennent naissance au voisinage du bord d'attaque, sont amplifiées au cours de leur convection vers l'aval et finissent par «explorer» en turbulence. Alors que la phase d'amplification des instabilités est bien connue grâce aux théories de stabilité, les mécanismes provoquant leur apparition restent relativement obscurs. Le but des études dites de réceptivité consiste à établir le lien entre l'amplitude des excitations extérieures à la couche limite (bruit, turbulence résiduelle) et l'amplitude initiale des ondes de Tollmien-Schlichting.

Des théories de réceptivité, développées par Goldstein dans les années 80 à l'aide d'analyses asymptotiques, ont montré que la couche limite devient très réceptive aux excitations extérieures lorsque le champ de vitesse évolue rapidement dans la direction de l'écoulement principal. C'est le cas, par exemple, au passage de la couche limite sur un obstacle, aussi petit soit-il, qui modifie brutalement le profil de vitesse à proximité de la paroi.

Ce problème a été étudié par des simulations numériques directes réalisées à l'aide du code Pégase développé dans le département DSNA. On considère une plaque plane soumise à un écoulement uniforme, bidimensionnel et incompressible. Une micro-rugosité bidimensionnelle, de section rectangulaire, est placée sur cette plaque. Le domaine de calcul est schématisé sur la figure 1. L'écoulement extérieur est imposé sous la forme $U_0 = 1 + \varepsilon \cos \omega t$, où ε , de l'ordre de 10^{-3} , représente l'amplitude d'une excitation acoustique.

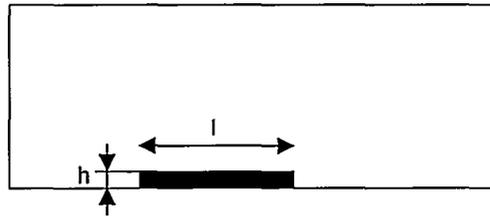


Fig.1- Domaine de calcul

L'écoulement calculé sur la plaque consiste en la superposition d'une composante stationnaire (proche de la solution de Blasius) et d'une composante instationnaire représentant la réponse forcée à l'excitation acoustique (couche de Stokes). On décèle en outre, en aval de la rugosité, une autre composante instationnaire que l'on identifie à une onde de Tollmien-Schlichting : le calcul a bien simulé la «naissance» d'un mode propre. Il devient alors possible d'effectuer des études paramétriques et de comparer les résultats à ceux de la théorie de Goldstein. Cette théorie prévoit, par exemple, qu'à hauteur de rugosité fixée, l'amplitude initiale de l'onde varie comme $\sin(\pi l/\lambda)$, où λ est la longueur d'onde du mode propre. La figure 2 montre que la simulation retrouve bien ce résultat, avec, en particulier, un maximum de réceptivité pour $l = \lambda/2$ ($\lambda = 2,4$ m dans le cas présent).

Ayant ainsi validé le code Pégase pour ce problème, on a entrepris de l'appliquer à des configurations plus réalistes pour constituer une base de données destinée à améliorer les méthodes de prévision de la transition.

G. CASALIS, B. TROFF

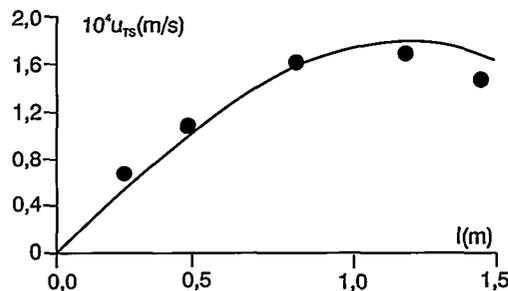


Fig. 2- Dépendance de l'amplitude du mode propre en fonction de la longueur l de la micro-rugosité (ligne : théorie ; symboles : simulations numériques)

Simulation numérique d'écoulements turbulents décollés autour de missiles supersoniques (contrat Aérospatiale)

Depuis 1992, Aérospatiale Missiles s'appuie sur les compétences du DMAE et de Supaero pour développer le code de calcul Torpedo destiné à calculer l'écoulement supersonique turbulent autour de configurations industrielles de missiles tactiques. Ce code est basé sur la résolution des équations de Navier-Stokes parabolisées stationnaires (PNS) par une technique de marche en espace non itérative. Par rapport aux méthodes PNS instationnaires, cette stratégie de résolution présente un intérêt tout particulier pour des applications industrielles en raison de son faible coût (temps de calcul, place mémoire) et de sa grande précision.

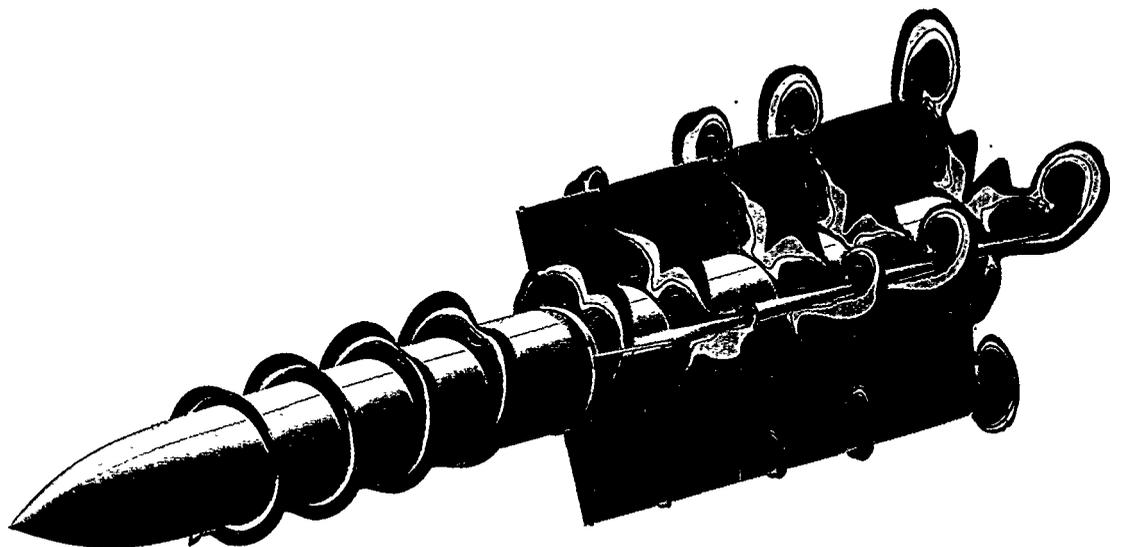
Une confrontation exhaustive de nombreux modèles de turbulence algébriques, à une et deux équations de transport a été menée en vue de mettre au point les meilleurs modèles de turbulence de ce type pour la simulation d'écoulements décollés autour de missiles en incidence. Cette étude a conduit à la sélection des modèles $k-\epsilon$ de Launder-Sharma, $k-\epsilon$ de Nagano-Tagawa et $k-\omega$ de Wilcox-Menter, en raison de la qualité des résultats obtenus et de leur robustesse numérique. Une modélisation de la turbulence aux tensions de Reynolds (RSM)

basée sur les modèles linéaires de Launder-Shima et Hanjalic-Jakirlic a été appliquée au cas du missile Aster de l'Aérospatiale Missiles et a permis de démontrer l'intérêt de l'utilisation de modèles plus sophistiqués. L'application de RSM à la prévision de l'écoulement autour d'une configuration réaliste de missile supersonique constitue une première mondiale. Par rapport aux modèles à deux équations de transport, les RSM contiennent une représentation de la redistribution de l'énergie entre les tensions turbulentes, ce qui permet de mieux reproduire l'évolution des structures tourbillonnaires.

Les calculs turbulents autour du missile Aster n'ont été possibles que par l'amélioration du schéma numérique de Roe-Chakravarthy-Osher adapté à la résolution des équations PNS stationnaires, grâce à la prise en compte des variations de la fonction de pondération du gradient de pression et à l'ajout d'une dissipation artificielle matricielle spécifique. Enfin, dans le but de traiter des géométries de missiles de plus en plus complexes, une stratégie multidomaine strictement conservative a été mise en place.

F. THIVET, J.-M. MOSCHETTA,
H. DENIAU, G. GRONDIN*

Champ de pression totale autour de l'avant-corps du missile ASTER à 10° d'incidence avec le modèle $k-\epsilon$ de Launder-Sharma



* (Aérospatiale - Missiles - thèse Cifre)

Optimisation numérique d'une configuration d'avion de transport supersonique (contrat CCE)

Dans le cadre des études sur le futur avion de transport supersonique, le département d'Aérodynamique Appliquée a développé un code d'optimisation numérique d'une configuration aile-fuselage. Ce code d'optimisation a été utilisé en compétition avec les codes d'autres organismes de recherche dans le cadre du programme Européen Eurosup destiné à valider les méthodes de définition d'un avion de transport supersonique. L'exercice consistait à optimiser une version simplifiée de la configuration Européenne ESCT en partant d'une aile non vrillée non cambrée à profil d'épaisseur relative constante et en conservant la forme en plan d'origine. Avec des méthodes très différentes, les partenaires concernés par cette tâche sont arrivés à des formes assez voisines ayant des performances relativement proches.

Le code d'optimisation Onera est basé sur le code de minimisation sous contraintes Conmin de Vanderplaats associé au code de résolution des équations d'Euler Sesame développé au département de Simulation Numérique et Aéroacoustique. A ces deux modules de base, il a fallu adjoindre un générateur de géométrie capable de prendre en compte un très grand nombre de variables de décision et un générateur de maillage automatique et rapide. Enfin un module spécifique à chaque problème d'optimisation définit un certain nombre de contraintes géométriques comme autant de fonctions devant rester négatives. Ce code d'optimisation, applicable à une configuration aile-fuselage, est capable de gérer les lois de vrillage, de cambrure et d'épaisseur de l'aile, la position de l'aile par rapport au fuselage, la forme en plan de l'aile et enfin les braquages d'un grand nombre d'éléments mobiles au bord d'attaque et au bord de fuite, le tout dépendant de plus de 80 variables. L'optimisation peut être conduite simultanément pour plusieurs points de croisière.

Les résultats présentés ci-après sont ceux obtenus par optimisation de la configuration ESCT simplifiée au point de croisière supersonique à Mach 2. L'optimisation a porté sur la loi de vrillage pilotée par 5 variables, la loi de cambrure pilotée par 20 variables, la loi d'épaisseur pilotée par 20 variables et la position de l'aile par rapport au fuselage pilotée par 2 variables, la géométrie dépendant au total de 47 variables. Quatre contraintes géométriques ont été définies et prises en compte :

l'épaisseur minimale requise au niveau de la baie du train d'atterrissage, l'épaisseur minimale requise au niveau des longerons, l'épaisseur minimale requise au maître couple de l'aile et enfin la hauteur de l'aile par rapport au plancher de la cabine. Une dernière contrainte limitait l'incidence du fuselage à 4 degrés.

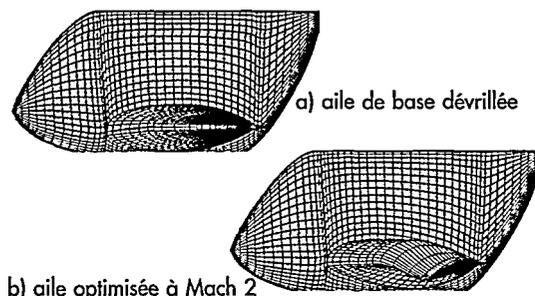


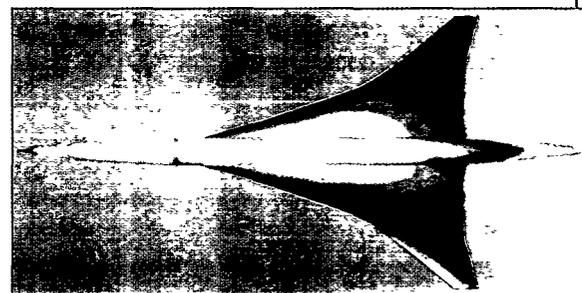
Fig.1- Configuration ESCT (dilatation x10 en z)

La figure 1a présente une vue latérale de la forme de départ avec l'aile dévillée et décambree d'épaisseur relative constante, la coordonnée Z ayant été dilatée dix fois. La figure 1b présente la même vue de la géométrie obtenue à l'Onera par optimisation au point de croisière supersonique.

Les figures 2 et 3 comparent les distributions de pression obtenues sur ces deux géométries en croisière supersonique et en croisière transsonique.

La forme obtenue par l'Onera respecte les contraintes géométriques dans une tolérance de l'ordre de 10 mm à l'échelle avion. Elle a été reprise comme forme initiale par le DERA qui a essayé d'améliorer les lois de vrillage et d'épaisseur en respectant les contraintes géométriques avec des tolérances plus serrées. La forme Onera retouchée par le DERA a été retenue pour des essais en soufflerie au NLR qui doivent avoir lieu avant la fin de l'année 1998.

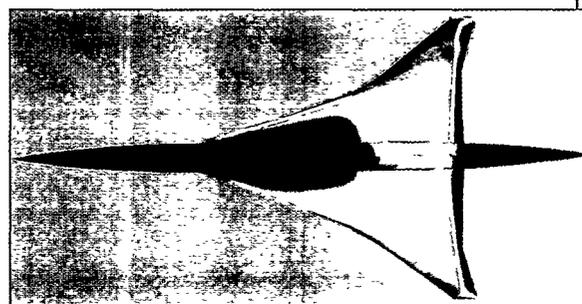
R. GRENON



Configuration de base

Configuration optimisée

Fig. 2 - Courbes isobares ESCT M=2 Alpha=4°



Configuration de base

Configuration optimisée

Fig. 3 - Courbes isobares ESCT M=0,95 Alpha=4°

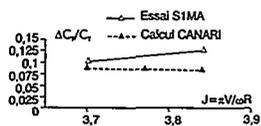


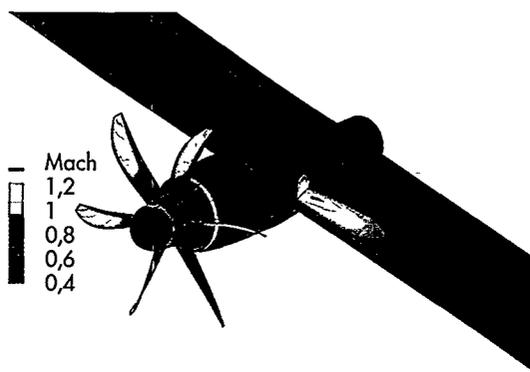
Fig. 2 - Calcul Euler Canari de la configuration Gemini II simplifiée à $M=0,7$. Représentation des lignes iso-Mach relatif sur les pales et iso-Mach absolu sur l'aile et la nacelle

Calculs Euler des interactions rotor-fuselage et hélice-voilure (contrats SPAé et Brite/Euram)

La maîtrise des interactions aérodynamiques entre les voilures tournantes et les parties fixes des aéronefs est un enjeu d'importance car ayant des répercussions multiples sur l'appareil complet telles que modification des performances, génération de bruit interne et externe, non linéarités dans les commandes de vol... Deux approches numériques simplifiées basées sur la résolution des équations d'Euler tridimensionnelles stationnaires sont utilisées à l'Onera pour le calcul de ces interactions : le modèle «Actuator-disc» et le modèle «Interface moyennée».

Le modèle Actuator-disc est utilisé en particulier pour traiter les interactions rotor-fuselage sur hélicoptère. Dans ce cas, le code FLU3M est retenu pour pouvoir simuler en outre les sorties des jets chauds des turbomoteurs. L'accroissement de quantité de mouvement et d'énergie de l'écoulement, correspondant à la traction du rotor, est imposé par une condition aux limites d'Actuator-disc. Cette méthode est utilisée pour le calcul Euler d'une configuration réaliste d'hélicoptère de la classe des 8-10 tonnes dans des conditions de vol à basse vitesse ($M=0,06$, $\mu=0,1$). Le maillage de la demi-configuration a été réalisé au moyen du logiciel ICEM/CFD sur une géométrie fournie par Eurocopter ; il comporte environ 700 000 points

Fig. 1- Calcul Euler Flu3M d'une configuration d'hélicoptère 8-10 tonnes à $M=0,06$ avec simulation du rotor par un modèle actuator-disc. Répartitions de pression sur le fuselage et représentation des lignes de courant de l'écoulement moyen traversant le rotor



répartis dans une cinquantaine de blocs. La figure 1 présente les répartitions de pression sur le fuselage ainsi que la structure de l'écoulement. On note la présence d'enroulements contrarotatifs des lignes de courant de chaque côté du rotor ainsi que la forte déflexion vers le bas du flux traversant le rotor.

Pour l'interaction hélice-voilure, le code Canari est utilisé en repère tournant dans un domaine de calcul contenant l'hélice et en repère fixe dans un domaine contenant l'aile et la nacelle. A l'interface, une condition aux limites spécifique a été développée pour transmettre d'un domaine à l'autre les moyennes tangentielles des variables de l'écoulement. Cette étude a été effectuée dans le cadre du programme européen Gemini II en utilisant une géométrie simplifiée pour l'aile et la nacelle Gemini. La figure 2 présente les répartitions de nombre de Mach relatif sur l'hélice et de nombre de Mach absolu sur la nacelle et l'aile pour un cas de vol en croisière ($M=0,7$). On note en particulier une accélération de l'écoulement sur l'extrados de l'aile côté pale montante. Réciproquement, on trouve par le calcul un accroissement (ΔC_T) du coefficient de traction de l'hélice dû à l'effet d'installation comparable aux résultats des essais de l'avion complet dans la soufflerie S1MA pour différents paramètres d'avancement J (voir encart sur la figure 2).

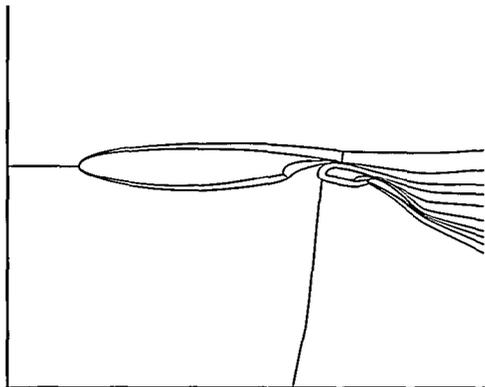
Des développements sont entrepris pour calculer dans le futur ces interactions aérodynamiques sur avion ou sur hélicoptère par une approche numérique instationnaire.

N. BETTSCHART, P. GARDAREIN



Calculs Navier-Stokes sur une configuration hypersustentée générique (contrat SPAé)

Les dispositifs hypersustentateurs des avions de transport doivent permettre d'obtenir des performances aux basses vitesses suffisantes pour respecter les contraintes de longueurs de piste au décollage et à l'atterrissage, de vitesse d'approche, de taux de montée et de normes de bruit. Ces systèmes ont été améliorés continûment ces dernières années grâce à une meilleure compréhension des phénomènes complexes existant sur de telles configurations, ainsi qu'à l'emploi de méthodes de couplage fort au sein de processus d'optimisation numérique. Cependant, des phénomènes visqueux tels que la confluence entre sillage et couches limites ne sont pas pris en compte de façon théorique à l'heure actuelle par ces méthodes. Des améliorations semblent donc possibles dans l'avenir par l'emploi de méthodes Navier-Stokes, la confluence étant traitée naturellement dans ce cas.



Dans cette optique, le code Canari 420 a été mis en œuvre dans son option Navier-Stokes (modèle k-ε) sur une configuration hypersustentée tri-corps générique. La figure 1 présente cette configuration, constituée d'un corps principal et de deux volets, ainsi que la topologie retenue pour le maillage. Cette configuration se caractérise par une fente très faible entre les deux volets.

Des calculs ont été effectués à une incidence représentative du point de vol ($\alpha = -2^\circ$) et une incidence représentative du C_{zmax} ($\alpha = +5^\circ$) pour un nombre de Mach de 0,25 et un nombre de Reynolds conventionnel de $8 \cdot 10^6$.

Les répartitions de pression calculées pour ces deux incidences sont présentées sur la figure 2. Le calcul fait apparaître un léger décol-

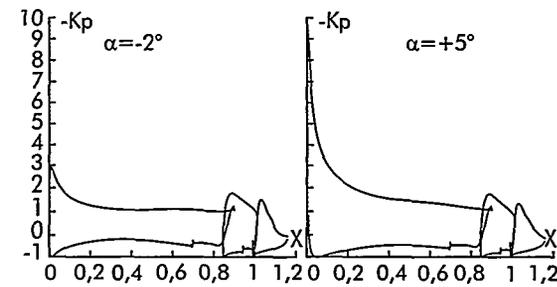
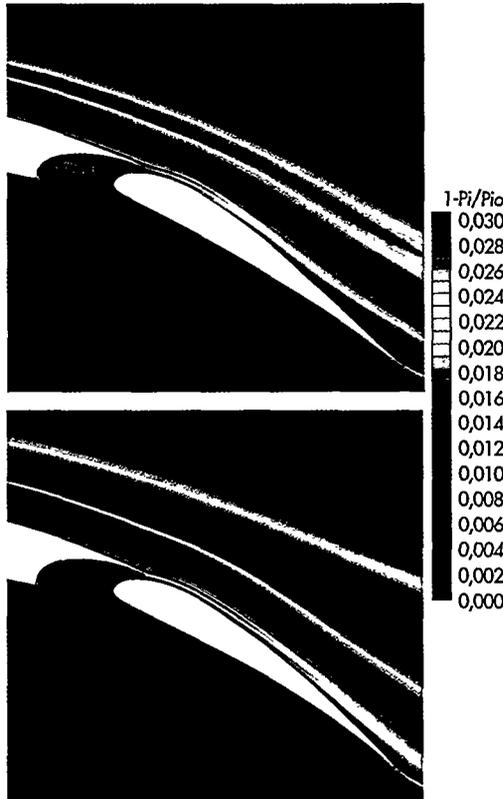


Fig.2 - Calculs Canari 420 (k-ε) $M=0,25$; $Re_c=8 \cdot 10^6$ - répartitions de pression



a) $\alpha = -2^\circ$

b) $\alpha = +5^\circ$

Fig.3 - Calcul Canari 420 (k-ε) Lignes iso- P_i $M=0,25$; $Re_c=8 \cdot 10^6$

lement à l'extrados du volet aval pour l'incidence de vol ($\alpha = -2^\circ$), ce décollement étant absent pour l'incidence de $+5^\circ$. L'explication de ce comportement réside dans l'évolution de l'interaction entre le sillage du volet amont et la couche limite du volet aval en fonction de l'incidence. La figure 3 montre à cet égard les surfaces iso-pression totale, représentatives des sillages, autour des deux volets, calculées par le code Canari 420 pour les deux cas de vol considérés. A l'incidence de -2° , le mélange entre le sillage du volet amont et la couche limite du volet aval intervient très tôt, entraînant un décollement au bord de fuite de cet élément. Pour l'incidence de $+5^\circ$, ce mélange intervient plus tard, d'où l'absence de décollement sur le volet aval. Le sillage du corps principal, particulièrement visible à l'extrados des volets, joue probablement un rôle important dans ce phénomène. En effet, bien qu'il n'y ait pas de mélange entre celui-ci et les couches limites des volets, il induit, par son extension lorsque l'incidence augmente, un effet de blocage qui se répercute sur le champ de pression et par conséquent au niveau des couches limites développées sur les volets.

F. MOENS

Fig.1- Configuration hypersustentée générique et topologie retenue

Calculs Navier-Stokes de fuselages d'hélicoptères (contrat Brite/Euram et DGAC/SPAé)

Fig.1 - Comparaison calcul-expérience pour le coefficient de pression pariétale. Configuration C2- $Re = 30 \times 10^6$

A grande vitesse d'avancement, le fuselage constitue la source de traînée majeure de l'hélicoptère, puisqu'elle peut représenter jusqu'à 50% de la traînée totale de l'appareil. La réduction de traînée des fuselages constitue donc un objectif prioritaire pour les constructeurs, afin de réduire de façon significative le coût opérationnel de l'hélicoptère.

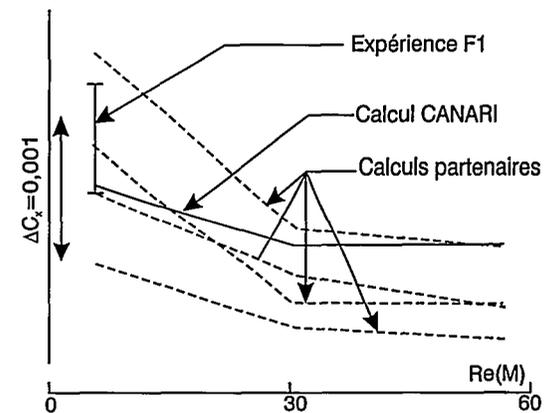
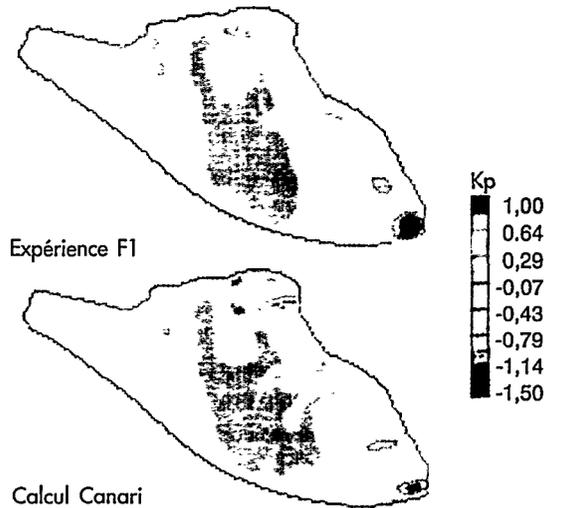
Pour réaliser un progrès significatif en terme d'évaluation de la traînée des fuselages, un programme de recherches dénommé Helifuse a été entrepris par l'Onera, le DLR, le Cira, Agusta, Eurocopter, Simulog, GKN-Westland, l'Université de Stuttgart (IAG) et l'Université du Danemark (DTU). Ce programme triennal comporte deux volets, l'un expérimental et l'autre théorique. La partie expérimentale de ce programme a permis de tester une maquette à l'échelle 1/4 du Dauphin à Grande Vitesse d'Eurocopter, équipée d'environ 200 prises de pression, dans la soufflerie pressurisée F1 de l'Onera au centre du Fauga-Mauzac[1].

Le volet théorique de ce programme a concerné dans un premier temps la réalisation de calculs Navier-Stokes avant les essais à F1, sans disposer des résultats expérimentaux correspondants.

Les maillages des deux géométries sélectionnées, qui sont le fuselage de base sans ses capots moteurs et ses parties arrières (dénommée configuration C1), et ce même fuselage muni de ses capots moteurs et du mât rotor (dénommée configuration C2), ont été réalisés entièrement avec le logiciel ICEM/CFD. Le maillage comporte 10 blocs et 1.207.650 noeuds pour la configuration C2, avec des tailles de maille de l'ordre de 1 mm à la paroi, pour une longueur de fuselage proche de 2,5 m.

Les calculs de l'Onera ont été réalisés avec une version multigrille du code Canari, en supposant que l'écoulement est totalement turbulent et en utilisant le modèle algébrique de Michel. La régularité des maillages a permis une excellente convergence des calculs, avec typiquement une réduction de quatre ordres de grandeur des résidus en 500 cycles de calcul. La figure 1 montre une comparaison de la distribution du coefficient de pression K_p à la surface de la configuration C2, entre les calculs Canari et l'expérience à F1 pour un nombre de Reynolds de 30×10^6 . On observe un bon accord entre le calcul et l'expérience. Au niveau

du mât rotor, cependant, l'absence de prises de pression ne permet pas de décrire les K_p fortement négatifs qui correspondent à une accélération de l'écoulement dans cette zone.



La figure 2 montre une comparaison des résultats de calculs obtenus par l'Onera et certains partenaires du groupe avec les résultats d'essais à F1 sur la traînée de la configuration C1. L'incertitude estimée des essais reportée sur la figure met en évidence une plus grande indétermination aux bas nombres de Reynolds pour lesquels la sensibilité de la balance est mal adaptée. L'évolution de la traînée calculée par la méthode Canari est en assez bon accord avec l'expérience. Cependant, la forte dispersion des calculs met en évidence les progrès nécessaires avant de disposer de méthodes suffisamment fiables pour une application industrielle.

M. COSTES, R. GAVERIAUX

RÉFÉRENCE :

[1] J. GATARD, M. COSTES, N. KROLL, P. RENZONI, A. KOKKALIS, A. ROCCHETTO, C. SERR, E. LARREY, A. FILIPPONNE, D. WEHR - High Reynolds Number Helicopter Fuselage Tests in the Onera F1 Pressurised Wind-Tunnel. 23rd European Rotorcraft Forum, Dresden, 16-18 September, 1997.

Fig.2 - Evolution du coefficient de traînée avec le nombre de Reynolds. Configuration C1

Caractérisation de jets d'eau rentrants au culot d'un missile (contrat DSP/SPNuc)

La résorption des cavités gazeuses produites au culot d'un missile chassé d'un tube de lancement sous-marin par un gaz comprimé s'accompagne souvent de la formation d'un "jet rentrant" d'eau qui vient percuter les parties arrières de l'engin. On conçoit aisément que ce jet peut être néfaste aux structures qui le reçoivent.

Dans le but de mieux comprendre ce phénomène et de pouvoir prédire ses effets, l'IMFL en a entrepris depuis plusieurs années une étude de base dans une installation de laboratoire, à petite échelle et en similitude. Des informations précieuses ont pu être obtenues sur la phase de striction de la bulle à partir de visualisations ombroscopiques et de mesures de pression au culot. On a pu aussi caractériser un domaine d'apparition du jet rentrant à partir des signaux de pression.

Cependant, les visualisations ombroscopiques ne permettent pas de voir l'intérieur de la bulle et les mesures de pression, trop peu nombreuses et trop localisées, sont insuffisantes pour caractériser des jets qui peuvent, d'ailleurs, impacter en dehors de la surface sensible des capteurs.

Un effort a donc été nécessaire pour améliorer les techniques de mesure et de visualisation.

Technique de visualisation :

Nous avons pu mettre au point une technique de visualisation par tomoscopie en utilisant la fluorescence induite par laser de l'arhodamine dissoute dans l'eau. Malgré la puissance du laser continu, l'énergie ré-émise est faible et une caméra vidéo intensifiée est nécessaire pour enregistrer les images à la cadence de 1000 par seconde.

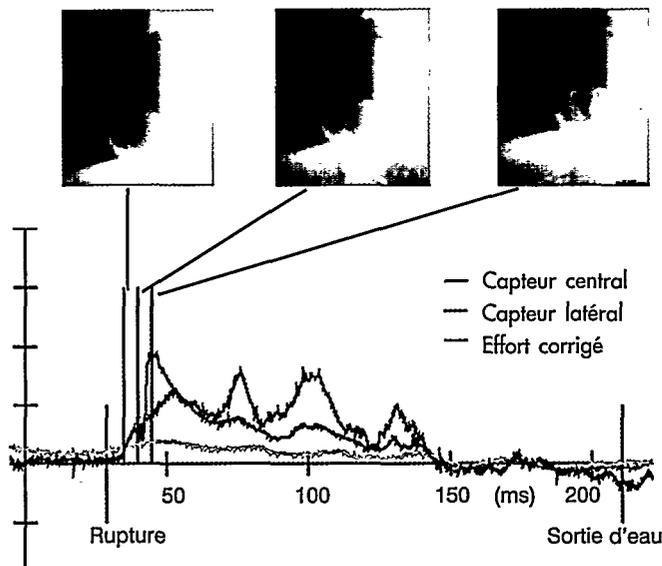
Technique de mesure :

les mesures de pression ont été complétées par une mesure globale de l'effort exercé par le jet. Le capteur, une "rondelle de force" piézo-électrique, permet de mesurer un effort "efficace" inférieur à 10N, avec une incertitude de l'ordre de 0,1N. En outre, le montage retenu permet de garder l'implantation de capteurs de pression.

Des effets parasites viennent s'ajouter aux effets du jet proprement dit, dont il faut corriger le signal du capteur d'effort et qui sont liés à la dérive thermique du capteur, à sa sensibilité aux accélérations et à la différence de pression entre le culot et l'intérieur de la maquette : cette dernière est construite en matériau isolant, les accélérations et la différence de pression sont mesurées et les signaux correspondant sont utilisés pour corriger le signal d'effort, après obtention par étalonnage dynamique des coefficients d'influence.

La figure ci-dessous montre un résultats typique d'un essai de tir, sous la forme de quelques uns des clichés de la séquence, ainsi que de l'évolution temporelle des mesures (pression et effort dus au jet).

J.-P. FLODROPS, J.-B. PAQUET



Caratérisation de jets d'eau rentrants au culot d'un missile

Intercepteur pilote par jet. Etudes expérimentale et numérique des interactions aérodynamiques

Pour les futurs missiles d'interception endoatmosphériques, les jets transversaux constituent le meilleur moyen de génération de forces pour le guidage et le contrôle d'attitude. A des altitudes où le pilotage aérodynamique est inopérant l'utilisation de tuyères placées au voisinage du centre de gravité du véhicule constitue un moyen de pilotage performant, mais leur emploi est rendu délicat du fait des interactions aérodynamiques générées par la confluence de deux écoulements. Il en résulte des forces latérales différentes de la poussée du jet et un couple perturbateur devant être contré par des jets secondaires arrière. Le dimensionnement de ces systèmes nécessite une bonne connaissance des interactions sur un large domaine de vol en nombre de Mach (2-10), et en altitude (<100 km) ; de plus, selon la valeur du nombre de Reynolds, les effets de jets peuvent différer fortement selon l'état de la couche limite.

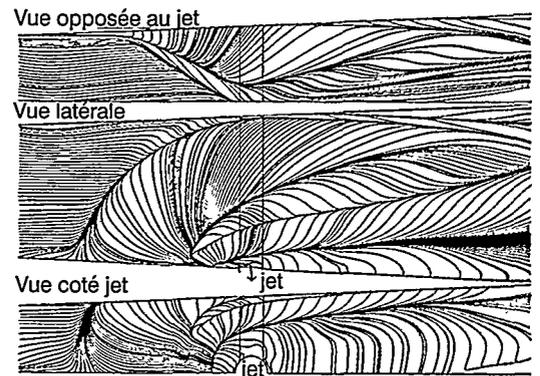
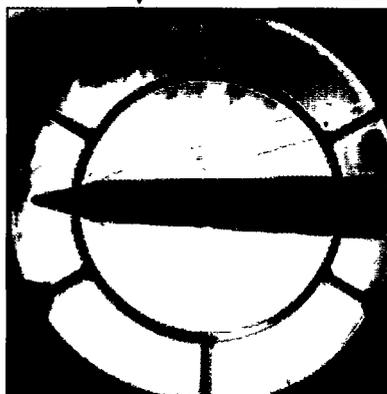
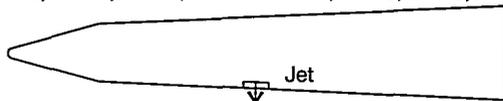
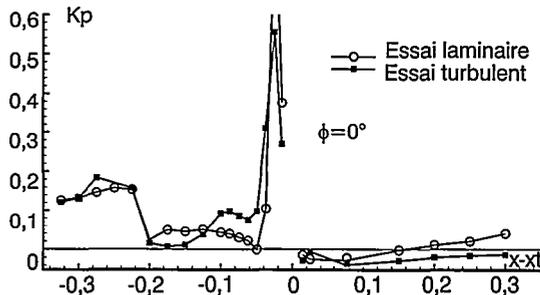
tée normalement à l'axe et située au voisinage du centre de gravité. La connaissance globale des effets de jet est obtenue au moyen d'une balance six composantes (la tuyère n'étant pas pesée) et complétée par la mesure de pressions pariétales et par des visualisations de l'écoulement par strioscopie. Les essais ont permis d'étudier l'influence du nombre de Mach, de l'incidence, de la pression d'alimentation tuyère, ceci pour des écoulements laminaires ou turbulents. Un exemple d'effet du type de couche limite sur les niveaux de pression et la position du décollement devant la tuyère est donné figure 1 pour $M=5,5$.

Les phénomènes visqueux étant prépondérants, les calculs ont été réalisés avec le code Flu3M en version Navier-Stokes, avec le modèle de turbulence K-ε en formulation bas Reynolds. Le maillage utilisé comporte deux domaines et est constitué d'environ 600000 points.

La comparaison, figure 2, de la visualisation de l'écoulement en soufflerie et des lignes iso-masse volumique obtenues par le calcul montre une bonne restitution des chocs et du décollement amont.

Fig.3 - Lignes de frottement au voisinage du jet

Fig.1 - Evolution longitudinale du coefficient de pression. Effet du régime de l'écoulement



A la paroi, la présence du jet conduit à des phénomènes complexes, illustrés figure 3 par le tracé des lignes de frottement. Les évolutions du coefficient de pression le long de la génératrice passant par l'axe du jet, figure 4, montrent un bon accord calcul-essai.

Les efforts et moments d'interaction calculés sont proches des valeurs expérimentales avec dans les deux cas un effort normal dû au jet proche de zéro et un moment cabreur favorable à la manœuvre : (calcul / essai) $DCN_j = -0,013 / -0,012$ $DCm_j = 0,122 / 0,130$

M. LEPLAT

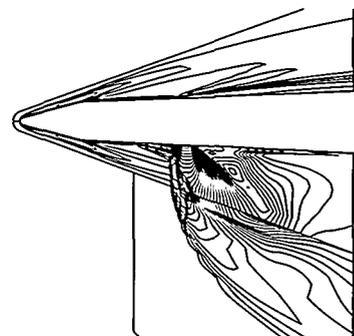
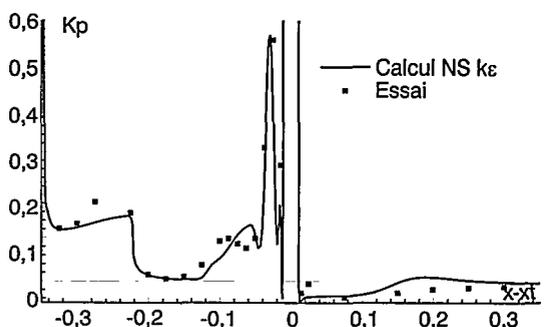


Fig.2 - Comparaison lignes iso-masse volumique - strioscopie d'essai

Fig.4 - Evolution du coefficient de pression. Comparaison calcul-essai

Ce thème a suscité une collaboration entre Onera et Aerospatiale et a conduit à des essais en haut supersonique d'une maquette d'intercepteur dans la soufflerie S3MA, puis à une première simulation des phénomènes d'interactions aérodynamiques au moyen du code Flu3M.

La maquette se compose d'un fuselage biconique à pointe émoussée équipé d'une tuyère supersonique affleurant la peau, orien-



Calcul parallèle des écoulements instationnaires dans un étage complet de turbomachine (projet «Tumult»).

La conception d'un étage de turbomachine évolue vers la prise en compte des instationnarités de l'écoulement dues notamment à l'interaction rotor/stator.

La limite des moyens informatiques usuels restreint le nombre de canaux inter-aubes envisageables pour de tels calculs.

Deux techniques sont actuellement proposées dans le code Canari de calcul des écoulements tridimensionnels. L'écoulement complet peut être approché grâce à un modèle incluant un nombre limité d'aubes dans chaque roue. Moins coûteuse, l'alternative qu'offre le modèle de calcul d'un étage stationnaire par moyenne circonférentielle est performante.

Toutefois, la validation ou l'évolution des modèles existants et l'éventuelle mise à profit des fluctuations instationnaires pour l'amélioration des performances des turbomachines nécessitent une meilleure compréhension des phénomènes instationnaires.

En partenariat avec Snecma, EDF, Turbomeca, SEP, LMFA/ECL(*) et le CNUSC(**), l'Onera a lancé une étude en ce sens. Son objectif premier est le calcul instationnaire de l'étage complet de la turbine transsonique Vega2 sans recourir notamment à l'hypothèse de périodicité spatio-temporelle.

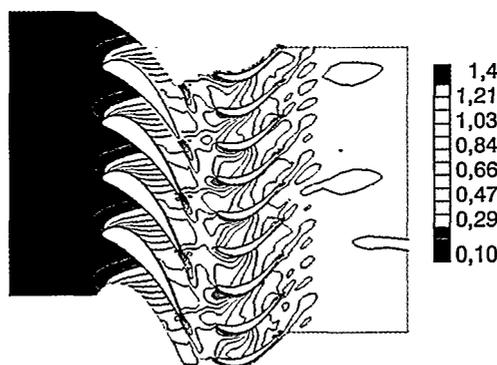
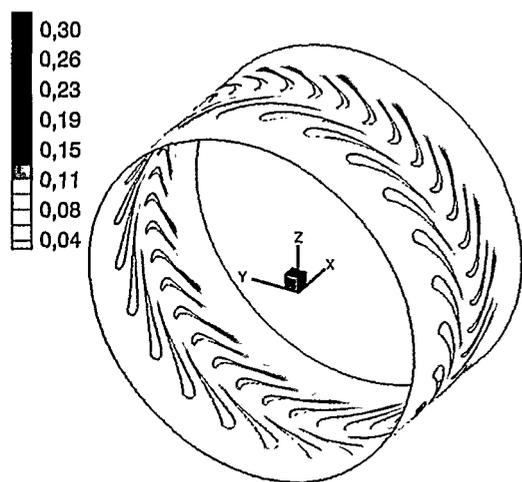
Le principe de ce calcul parallèle est de dédier un processeur au calcul, par le code Canari, de chacun des canaux inter-aubes; le stator en comptant 23 et le rotor 37. La continuité de l'écoulement est assurée par échange d'informations entre les noeuds ayant des frontières communes. Au sein d'une roue, les canaux importent et exportent leur champ aux frontières avec les passages adjacents. L'interfaçage entre deux roues successives a fait l'objet du développement d'un code spécifique. Un processeur supplémentaire est attribué à ce code qui traite la continuité du champ entre les 23 sorties du distributeur et les 37 entrées du rotor en tenant compte de la rotation à chaque pas de temps. Recevant l'information en provenance de tous les canaux et leur redistribuant, il garantit la synchronisation des processus Canari. La totalité des échanges entre les instances Canari et avec l'interface est gérée sur un dernier noeud par le code Calcium (EDF). Le code Canari a été modifié conjointement avec Snecma en vue de ce type de couplage.

Nécessitant 62 noeuds, le calcul parallèle de l'étage complet de Vega2 occupe la quasi-totalité du calculateur SP2 du CNUSC. Les densités des maillages résultent d'un compromis entre la maximisation de la mémoire sur chaque processeur et l'équilibrage du temps de calcul dans chaque roue.

La phase de développement est achevée et le calcul a été lancé. De par le temps considérable nécessaire à l'établissement du régime instationnaire et la monopolisation de la machine, celui-ci est tronçonné à raison d'une session par mois.

Des outils de traitement statistique sont en cours de développement afin d'analyser et de condenser l'information restituée.

O. SGARZI



Coupe au rayon moyen de l'étage Vega2 à 10% du tour

Développement partiel de l'étage VEGA2. Nombre de Mach absolu

(*) Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique de l'École Centrale de Lyon.
 (**) Centre National Universitaire Sud de Calcul.

Etude expérimentale et numérique d'une flamme turbulente stabilisée par une marche

(contrat DGA/DSA/SPAé)

L'opération A3C (Action Concertée sur les Chambres de Combustion), qui a réuni, sous l'égide de la DGA, l'Onera, des laboratoires de recherches universitaires et les industriels motoristes, a permis de réaliser des avancées considérables sur la compréhension des phénomènes de combustion dans les foyers aéronautiques. Dans le cadre de ce programme, une chambre de combustion simplifiée, de section carrée, a été mise au point et testée sur les bancs d'essais du Laerte à Palaiseau. Dans ce foyer, la combustion d'un prémélange air-méthane, injecté à vitesse élevée (50 m/s), est stabilisée par une marche dirigée vers l'aval. Ce montage expérimental présente l'avantage de pouvoir fixer indépendamment la pression (P), la richesse (Φ), la température (T_{in}) et le niveau de turbulence en entrée. Pour un point de fonctionnement donné ($P=1\text{ bar}$, $\Phi=0,8$ et $T_{in}=550\text{ K}$) la température locale instantanée a été

mesurée par thermométrie DRASC (Diffusion Raman Anti-Stokes Cohérente). Cette technique optique non intrusive, développée à l'Onera depuis plusieurs années, a permis d'établir une cartographie précise de la température moyenne (figure 1.a), mais aussi du niveau des fluctuations. Les résultats révèlent une accélération de la vitesse de propagation de flamme sous l'effet de la turbulence, donnant à la zone réactive une forme légèrement incurvée vers la paroi supérieure.

La vitesse de l'écoulement a également été mesurée par vélocimétrie laser bidimensionnelle et les résultats mettent notamment en évidence une augmentation du niveau de turbulence à travers le front de flamme (figure 2a).

Des simulations numériques de ce foyer ont été réalisées avec le code Diamant, muni d'un modèle de combustion algébrique à chimie rapide et d'un modèle de turbulence $k-\epsilon$ classique. Le champ de température moyenne semble correctement décrit (figure 1.b). Par contre, le niveau d'énergie cinétique de la turbulence semble sous-estimé (figure 2.b) avec la modélisation classique, qui ne tient pas compte de l'influence de la combustion sur la turbulence. Si les effets de gradient de pression moyenne sont incorporés, les résultats sont sensiblement améliorés (figure 2.c).

Des calculs avec le modèle sophistiqué de combustion turbulente Peul+ ont également été entrepris dans le but d'introduire les effets de la cinétique chimique et de reproduire l'écart-type de température, quantité fondamentale pour la prédiction de la formation des polluants.

B. ZAMUNER, P. MOREAU, G. COLLIN, P. MAGRE

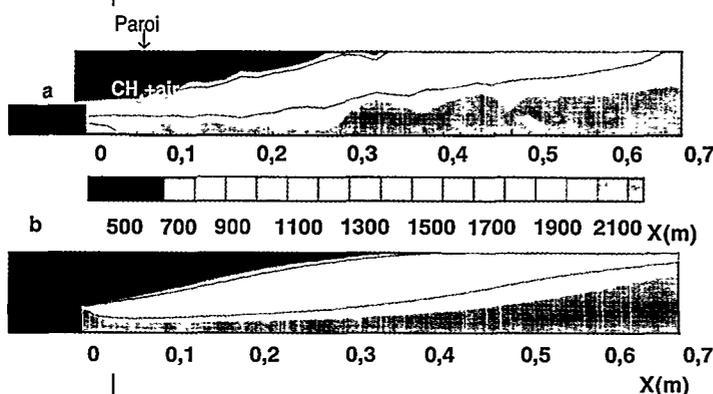


Fig. 1 - Champs de température moyenne (en K)
a) Valeurs expérimentales issues de la Drasc
b) Calcul Diamant

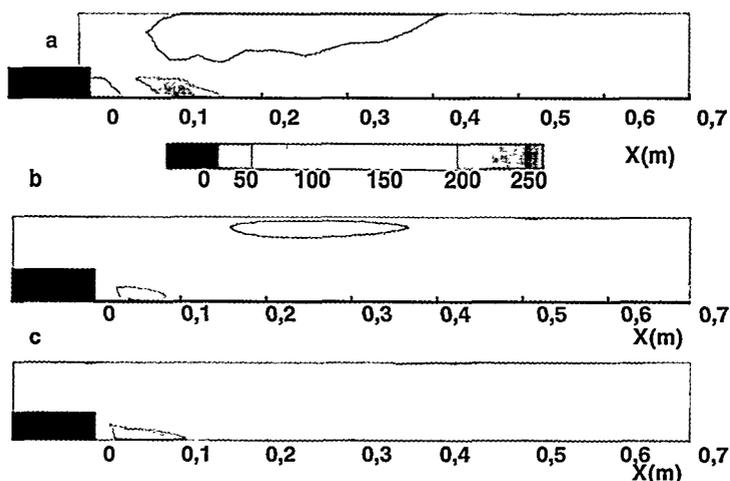


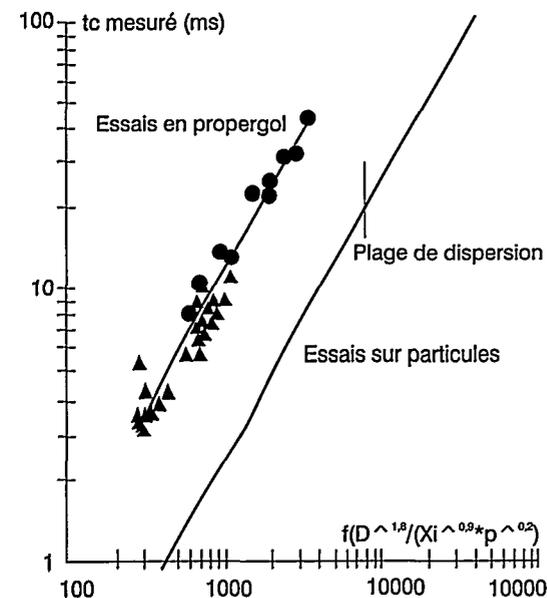
Fig. 2 - Champs d'énergie cinétique de la turbulence (en m^2/s^2).
a) Valeurs expérimentales
b) Calcul Diamant avec $k-\epsilon$ classique
c) Calcul Diamant avec modèle corrigé

Étude de la combustion de l'aluminium dans le propergol solide des accélérateurs d'Ariane V (contrat ASSM)

Les propergols solides utilisés dans les accélérateurs des lanceurs spatiaux (Navette, Ariane V ...) contiennent 16 à 20% d'aluminium. Les produits condensés de la combustion de l'aluminium (alumine) sont éjectés par la tuyère. Toutefois les essais réalisés montrent, dans le fond arrière du propulseur, une accumulation d'alumine liée à la présence de gros résidus dans les produits de combustion. Les conséquences en sont une diminution des performances, une altération des protections thermiques internes et, enfin, un possible déséquilibre de masse entre les deux accélérateurs (P230).

L'aluminium introduit dans le propergol au moment de sa fabrication a une granulométrie connue (de 5 à 30 µm suivant les cas). Lorsque les particules parviennent à la surface elles s'agglomèrent et fondent pour former des globules qui s'enflamment juste au dessus de la surface. Dans le cas du P230, il a été montré [1] qu'environ 50% de l'aluminium s'agglomère en globules de taille moyenne 125 µm, le reste quittant la surface sans agglomération. Toutes ces particules sont ensuite entraînées dans le canal du propulseur où s'effectue leur combustion.

L'étape suivante consiste à étudier expérimentalement la cinétique de combustion de ces globules afin de définir les phénomènes



physico-chimiques susceptibles d'alimenter un modèle de combustion. Ce modèle doit prendre en compte la taille des particules et l'environnement des propergols (pression, température, composition des gaz).

Les résultats publiés ont, dans la majorité des cas, été obtenus soit dans une ambiance d'air à la température ambiante (allumage de la particule par laser), soit dans les produits de combustion d'une flamme d'hydrocarbure. Une analyse détaillée de ces résultats (figure 1) montre que l'on peut corréliser les temps de combustion en fonction du diamètre, de la pression et de la teneur en oxydant, les gaz oxydants étant O₂, H₂O et CO₂. L'influence du diamètre traduit le fait que la cinétique est principalement pilotée par la diffusion.

Sur la figure 1, on a reporté les résultats obtenus en ambiance propergol. Le décalage observé entre les deux droites de corrélation traduit le fait qu'en ambiance propergol un paramètre supplémentaire intervient dans la cinétique. Une hypothèse possible est la présence de gaz chlorhydrique dans les produits de combustion du propergol.

Pour vérifier cette hypothèse, des essais sont prévus dans le montage de la figure 2 avec un propergol contenant peu d'aluminium, pour éviter l'agglomération, mais avec une composition de gaz identique à celle du P230. Outre la mesure des temps de combustion, ce montage permettra d'effectuer une analyse granulométrique, morphologique et éventuellement chimique des résidus de combustion.

J. DUTERQUE, J. HOMMEL

RÉFÉRENCE :

[1] J. DUTERQUE, *Experimental studies of aluminum agglomeration in solid rocket motors*, 4th International Symposium on Special Topics in Chemical Propulsion, Stockholm, May, 1996.

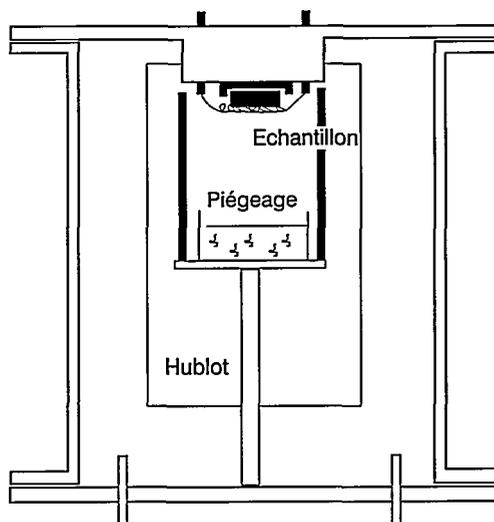


Fig.1- Corrélation des essais

Fig.2 -Combustion de l'aluminium en propergol

Recherches sur la combustion d'ergols cryogéniques (LOX/GH2) sur le banc Mascotte

Dans le contexte actuel de réduction des budgets et de concurrence accrue en matière de lancements, le développement de moteurs-fusées performants, fiables et à moindre coût devient un objectif prioritaire pour les industriels en charge de la propulsion fusée. Pour atteindre cet objectif, les industriels ont recours de plus en plus à des outils de simulation numérique pour concevoir et optimiser les systèmes propulsifs. Des outils de conception validés permettent de réduire le nombre d'essais durant la phase de développement et aident à l'analyse des résultats d'essais et à leur orientation. De tels outils nécessitent la mise en place de programmes de recherche amont sur les problèmes scientifiques que pose la propulsion par moteur-fusée et ont pour objectifs la modélisation des phénomènes physiques mis en jeu dans le fonctionnement du système propulsif. Les modèles issus de ces recherches sont ensuite validés par des résultats expérimentaux et introduits dans les codes de calcul utilisés pour la conception.

Fig.1-Profiles radiaux de température moyenne des gaz et son écart type dans le foyer Mascotte à 10 mm de l'injecteur, pour deux conditions d'essai (AetC)

Phénomène étudié	Technique de mesure	Conditions d'essai	Organisme
Atomisation de l'oxygène liquide	TPL par sonde à fibre optique	Essais à froid, 1 bar	LCD/Poitiers
	Cinématographie rapide	Essais à feu 1 bar à 10 bar	Onera
	Phase Doppler Particule Analyser (PDPA)	Essais à froid, 1 bar Essais à feu, 1 à 10 bar	Onera
	Diffusion Raman de l'oxygène liquide	Essais à froid, 1 bar Essais à feu, 1 à 10 bar	CORIA /Rouen
Vaporisation de l'oxygène	Fluorescence de l'oxygène gazeux	Essais à froid, 1 bar Essais à feu, 1 à 10 bar	CORIA /Rouen
Combustion turbulente	Imagerie d'émission et de fluorescence sur OH	Essais à feu, 1 à 10 bar	EM2C /Châtenay
	Thermométrie DRASC	Essais à feu, 1 à 10 bar	Onera

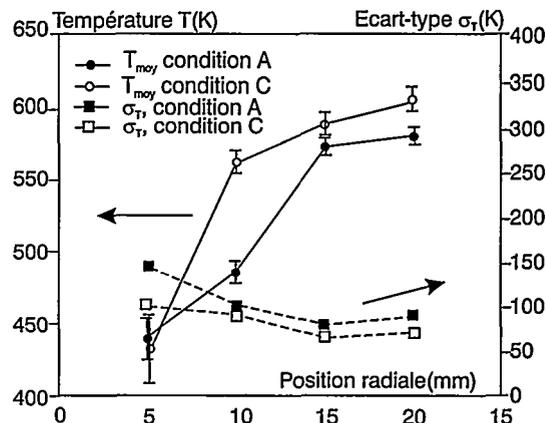
Tableau 1- Campagnes d'essais réalisés sur le banc Mascotte



Fig.2- Image simultanée de diffusion élastique et de fluorescence induite par laser sur OH

C'est dans cette perspective que s'est créé le Groupement de Recherche (GDR) -Combustion dans les moteurs-fusées- pour étudier la combustion dans les moteurs-fusées cryotechniques utilisant l'oxygène liquide et l'hydrogène gazeux. Ce groupement qui lie quatre partenaires : le Cnes, la SEP, le CNRS et l'Onera a pour objectif la modélisation des processus élémentaires (atomisation du jet d'oxygène liquide en gouttelettes, vaporisation et combustion, accrochage de la flamme, mélange turbulent...) mis en jeu dans le fonctionnement d'une chambre de combustion de moteur-fusée à ergols cryogéniques injectés coaxialement.

Dans le cadre de ce GDR qui comporte des aspects théoriques, numériques et expérimentaux, l'Onera a développé le banc de recherche en combustion cryotechnique Mascotte. Ce banc constitue un moyen de recherche privilégié pour les équipes du CNRS et de l'Onera où il est possible d'utiliser les ergols réels à une échelle intermédiaire entre les montages de laboratoire et les moteurs réels ou les bancs de développement industriels.



Depuis sa mise en oeuvre en 1994, plusieurs campagnes utilisant des techniques de diagnostic avancées ont été réalisées par des équipes du CNRS et de l'Onera (tableau 1). Des résultats pertinents ont été obtenus. Les figures 1 et 2 donnent deux exemples de résultats. La figure 1 donne la distribution radiale de température et son écart type obtenus par thermométrie Drasc, dans le foyer Mascotte, à 10 mm de la sortie de l'injecteur. La figure 2 a été obtenue en utilisant simultanément la diffusion élastique pour détecter le dard liquide (en bleu) et la fluorescence induite par laser sur le radical OH pour localiser la flamme (en rouge).

M. HABIBALLAH, L. VINGERT

Etude expérimentale d'un foyer à prémélange pauvre (contrat CEE/Onera)

Le projet européen Brite Euram "LOW NO_x" a pour but de démontrer les potentialités et la faisabilité de nouveaux concepts de chambres de combustion peu polluantes pour moteurs aéronautiques.

Dans ce cadre, la société Turboméca, responsable du thème "petits moteurs" (puissance entre 300 et 3000 kW), va définir et réaliser en collaboration avec Fiat et Alfa Romeo une chambre de combustion à prémélange pauvre et flux inversé.

Ce démonstrateur à échelle 1 sera essayé au maximum des conditions thermodynamiques opérationnelles au nouveau banc M1 de l'Onera. En préalable à la définition du démonstrateur, un petit foyer tubulaire représentatif de la technologie de ce dernier (figure 1) a fait l'objet d'une étude expérimentale à l'Onera afin :

- d'une part d'optimiser les répartitions d'air et de combustible dans le foyer,
- d'autre part de fournir les conditions aux limites et les éléments de validation des codes de calcul utilisés par les industriels.

Pour réaliser cette étude, des moyens de mesure spécifiques ont été utilisés :

- une sonde de prélèvement de gaz multi-points, avec sélection et repérage automatique de chacun commandés par ordinateur, a été développée. La sélection s'effectue par des vannes électropneumatiques hautes températures, regroupées dans un coffret thermostaté ;
- un vélocimètre laser travaillant en rétrodiffusion a été adapté à la réalisation de mesures 3D dans un environnement industriel.

L'émission s'effectue à partir d'un laser à argon ionisé d'une puissance de 5 W équipé d'un séparateur de faisceaux 3 voies. Les 3 faisceaux lumineux (514 nm, 488 nm, 476.5 nm) sont transmis aux 2 têtes optiques d'émission (une 1D et une 2D) par 6 fibres optiques monomodes. Les signaux issus de ces 3 longueurs d'onde sont collectés par une tête optique de réception reliée au détecteur par une fibre optique multimode. Les fibres optiques d'une longueur de 25 mètres autorisent une distance entre la maquette d'essais et les sources laser supérieure à 20 mètres. Les focales d'émission et de réception sont de 500 mm. L'ensemble est fixé sur un système de déplacement 3D pilotable par ordinateur.

Les principaux résultats obtenus sont :

- par analyse de gaz, des cartographies d'émissions de polluants (CO, CO₂, C_xH_y, NO_x, NO_x) et de températures pour toutes les conditions thermodynamiques de fonctionnement du moteur. Un exemple de cartographie obtenue est présenté figure 2 ;
- par anémogramétrie à phase doppler, les profils radiaux de tailles et de vitesses des gouttes ainsi que celui des débits volumiques liquides ;

- par anémométrie laser 3D, le champ des vecteurs vitesse en sortie du système de prémélange présenté figure 3.

Outre que ces mesures, effectuées jusqu'à des conditions thermodynamiques de 20 bar et 750K, doivent servir de support aux codes de calcul d'écoulements réactifs, elles permettent d'établir des conclusions sur les mécanismes qui régissent la combustion dans le foyer. Par exemple, l'analyse de gaz en sortie du foyer montre que le gain sur les émissions de NO_x, supérieur à 80% par rapport aux foyers traditionnels, n'est obtenu, sans augmentation du CO, que lorsque la température en fond de foyer est supérieure à 1750 K. En effet, au-dessous de cette température le combustible issu des 2 injecteurs pilotes impacte une paroi insuffisamment chaude ce qui a pour effet de figer les réactions chimiques. L'analyse de la phase liquide et du champ des vitesses en sortie du système de prémélange indique que l'essentiel de la vaporisation est réalisé par film le long de la paroi en raison de la centrifugation du combustible par un puissant écoulement rotatif. Ainsi, les résultats de cette étude sont une contribution importante à la définition de la première chambre de combustion européenne à prémélange pauvre pour petite turbine à gaz aéronautique.

C. GUIN, P. GICQUEL

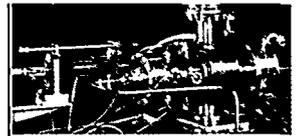


Fig.1-Maquette d'essais du petit foyer tubulaire à prémélange pauvre

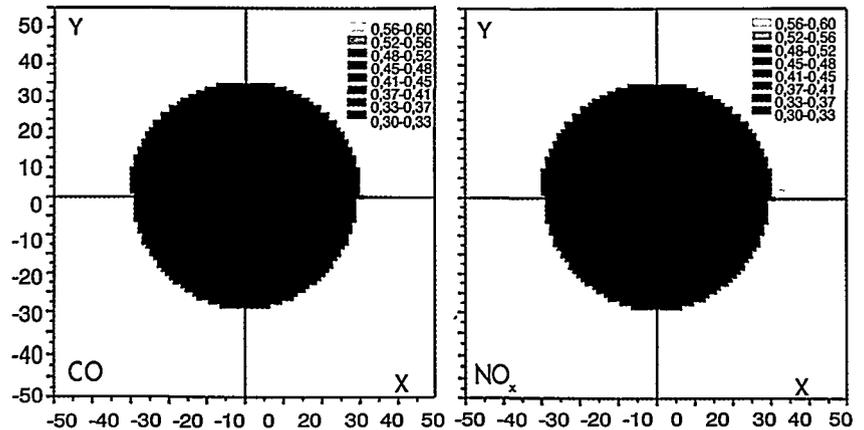


Fig.2-Carte des indices d'émission de NO_x et de CO en sortie de foyer

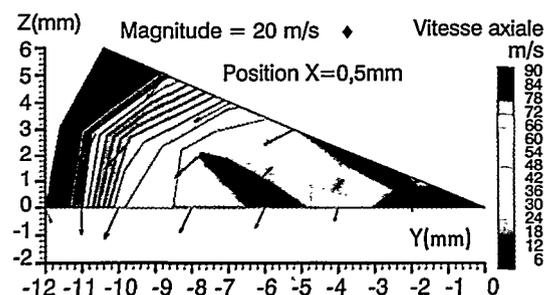
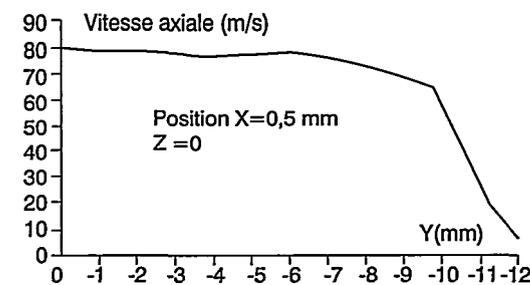


Fig.3-Champs des vecteurs vitesse en sortie du système de prémélange

Etude du vieillissement des matériaux énergétiques par spectrométrie photoacoustique

La situation géopolitique plus stable, dans laquelle est entrée l'Europe, conduit les états majors à envisager l'accroissement de la durée d'utilisation des missiles, notamment pour les matériaux énergétiques de la partie propulsive. Ceci nécessite une parfaite connaissance dans le temps de la tenue des proergols et des différents éléments les constituant.

Les contraintes (thermiques, mécaniques,...), auxquelles sont soumis les proergols au cours de leur vie, peuvent entraîner des dégradations, sources de danger pour leur utilisation.

L'exsudation ou la migration d'additifs balistiques non liés chimiquement, la modification des caractéristiques mécaniques du liant, due à l'évolution chimique de certains constituants, sont deux manifestations du vieillissement des proergols au cours du temps.

Les méthodes d'investigation classiques peuvent apporter des informations sur les mécanismes chimiques réactionnels, mais elles sont mal adaptées aux matériaux composites que sont les proergols du fait de la présence de plusieurs phases. Par ailleurs, dans le cas de la spectroscopie infrarouge couramment utilisée, la mise en forme d'échantillons adaptés est délicate.

La spectrométrie par photoacoustique est une technique très intéressante qui devrait permettre de préciser non seulement les mécanismes intervenant dans la modification des propriétés mécaniques, mais également de déterminer le profil de concentration d'un constituant ayant migré en surface. Elle présente en outre

l'avantage d'une mise en œuvre rapide, peu consommatrice en produit puisque 100 milligrammes suffisent, et ne nécessite pas de préparation particulière de l'échantillon à caractériser.

Dans l'étude des solides, l'effet photoacoustique est obtenu par impact d'un rayonnement infrarouge modulé par le déplacement du miroir d'un interféromètre. Après traitement par transformée de Fourier, le spectre photoacoustique, qui est fonction du coefficient d'absorption et de la diffusivité thermique du matériau à étudier, est restitué sous la forme d'un spectre infrarouge.

La fréquence de modulation du faisceau incident peut être modifiée en agissant sur la vitesse de déplacement du miroir de l'interféromètre. Plus la vitesse du miroir est faible, plus le spectre obtenu contient des informations sur les couches profondes de l'échantillon. Suivant les propriétés du matériau, il est donc possible par cette technique d'obtenir des spectres à différents niveaux de profondeur.

Une étude réalisée dans le cadre d'un DEA [1] avec des formulations de liant à base de polybutadiène, contenant différents taux de catocène, ont montré que cette technique était applicable également au dosage des espèces chimiques.

Dans l'exemple présenté, la bande à 815 cm^{-1} , caractéristique du noyau ferrocénique, montre bien l'évolution de son intensité en fonction de sa concentration. Dans le cas de la migration de l'un des constituants d'un proergol, cette technique permettra d'apporter des informations sur le gradient de concentration de l'espèce migrante, mais aussi sur l'évolution de la structure chimique superficielle du matériau.

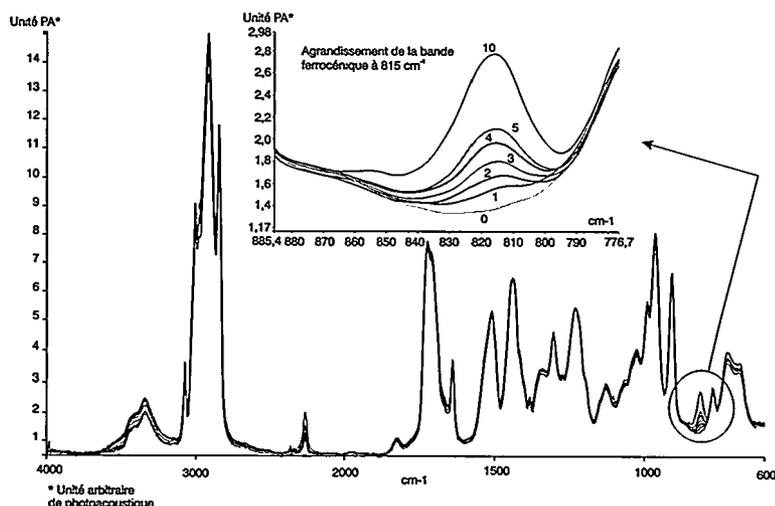
Les informations que peut apporter la spectrométrie photoacoustique dans la connaissance des matériaux énergétiques et de leur vieillissement sont prometteuses. Des travaux sont poursuivis à l'Onera pour résoudre les problèmes qui pourraient se poser et adapter cette technique à l'étude du vieillissement des proergols. En parallèle, des études fondamentales sont menées en collaboration avec les laboratoires de chimie macromoléculaire de l'ENSCMu (Ecole Nationale Supérieure de Chimie de Mulhouse) et des polymères organiques de l'ENSCP (Ecole Nationale Supérieure de Chimie-Physique de Bordeaux) pour expliquer les mécanismes réactionnels intervenant dans le vieillissement des matériaux énergétiques.

C. MASSON, H. FORCONI

RÉFÉRENCE :

[1] S. Meunier-*Etude des propriétés de matériaux énergétiques au cours du vieillissement*. DEA/ACT Université de Poitiers, septembre 1997.

Spectres photoacoustiques de mélanges polybutadiène + additif ferrocénique à différentes concentrations



Visualisation des ondes de choc dans un rotor de compresseur axial transsonique par tomoscopie laser

La visualisation des configurations d'ondes de choc dans un rotor de compresseur ou de turbine transsonique se heurte à la difficulté d'accès pour toute mesure optique, au caractère 3D des écoulements, à la vitesse de rotation élevée des aubes et à la géométrie vrillée des canaux interaubes. Une connaissance détaillée de ces écoulements internes est cependant recherchée pour la validation expérimentale des codes de calcul correspondants. En particulier, la connaissance de la position de l'onde de choc de recompression sur toute la profondeur de veine contribue à l'optimisation de la plage de débit du rotor.

Une méthode optique développée par le DLR permet de surmonter ces difficultés et a été appliquée à l'étude des écoulements dans le compresseur axial transsonique expérimenté sur le banc d'essais Erecia de l'Office à Palaiseau. Cette démonstration a été réalisée dans le cadre des accords de coopération et d'échange entre l'Onera et le DLR.

Le principe de cette méthode de visualisation repose sur la mesure de l'intensité de la lumière diffusée par des particules traversant un faisceau laser. Celle-ci est fonction de la concentration locale des particules introduites en

amont et est directement liée à la pression locale du fluide. Cette technique peut donc être utilisée pour localiser des gradients de pression importants et notamment les ondes de choc dans l'écoulement étudié.

En pratique, un faisceau laser est introduit dans la veine d'essai par l'intermédiaire d'une fibre optique implantée dans une sonde. Celle-ci est fixée en aval du rotor, perpendiculairement à son axe de rotation. Elle peut être déplacée en rotation et en profondeur dans la veine. Le faisceau laser est dirigé parallèlement à l'axe du rotor grâce à un miroir. Il peut balayer un canal interaube par rotation de la sonde autour de son axe.

Une cellule photo-électrique placée derrière un hublot implanté dans le carter du compresseur permet de synchroniser l'acquisition des images qui est effectuée avec un appareil de photographie numérique.

Le résultat présenté illustre les possibilités de cette méthode et montre la configuration des ondes de choc dans une coupe de canal interaube. Les zones de couleur résultent du traitement du signal et correspondent à des tranches de niveau de densité des rayonnements lumineux diffusés localement. L'onde de choc oblique de bord d'attaque et l'onde de recompression sont nettement mises en évidence. La méthode est transposable sur les compresseurs et turbines de recherche équipés de hublots dont la mise en place nécessite de grandes précautions pour obtenir la qualité des mesures souhaitée.

C. FRADIN, I. ROEHLE*

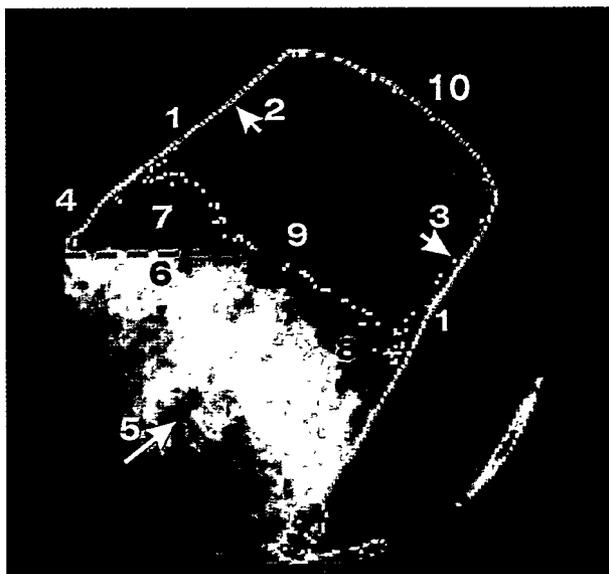


Fig. 1-Position moyenne des chocs dans un canal interaube du rotor compresseur Erecia par tomoscopie laser (méthode DLR)
1. Aubes ;
2. Intrados ;
3. Extrados ;
4. Bord d'attaque ;
5. Ecoulement incident relatif ;
6. Onde de choc de bord d'attaque ;
7. Zone de recompression ;
8. Onde de compression induite par décollement ;
9. Choc principal de compression ;
10. Limite de visualisation

Optimisation thermomécanique d'un boîtier d'essais de combustion d'ergols cryotechniques à haute pression (contrat Cnes)

Fig.1- Vue du boîtier d'essai

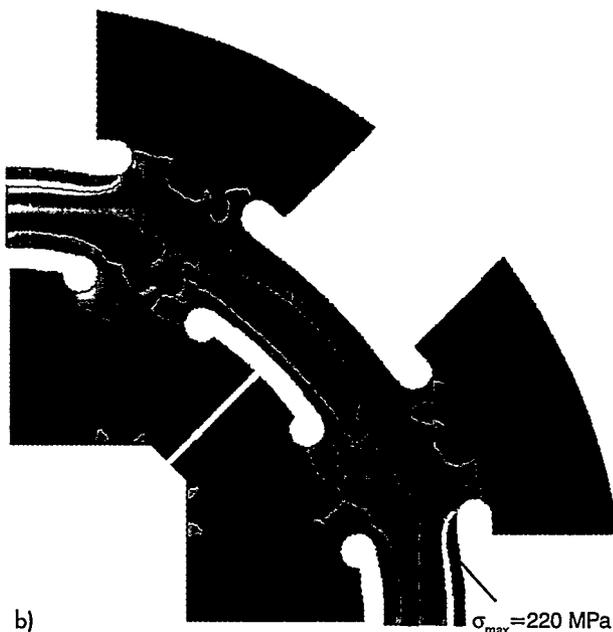
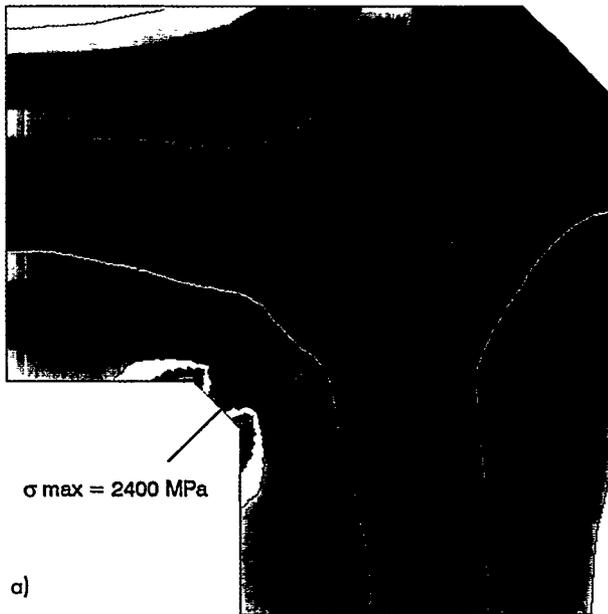
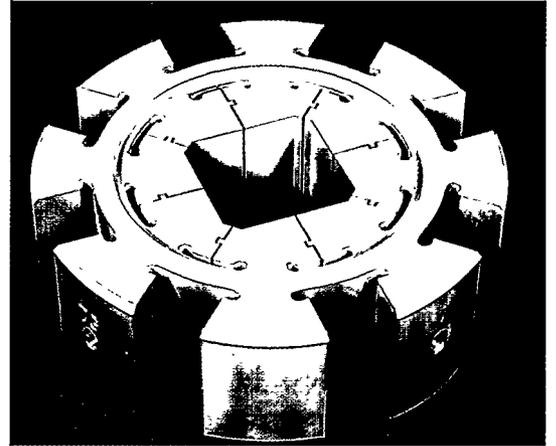


Fig. 2 - Carte des isocontraintes de Von Mises (conditions de température imposées : 1500 K sur les parois internes ; 500 K sur les parois externes ; pression dans le foyer : 100 bar)
a) Géométrie initiale
b) Géométrie optimisée

Le banc cryotechnique Mascotte, développé par l'Onera, est utilisé pour les études fondamentales sur la combustion LO_2/GH_2 (oxygène liquide, hydrogène gazeux). Ces essais sont conduits dans la cadre du GDR «Combustion dans

les moteurs fusées» associant le Cnes, le CNRS, la SEP et l'Onera. Un boîtier d'essais à haute pression, pour un fonctionnement de chambre jusqu'à 100 bar avec des températures de gaz de combustion de l'ordre de 3500 K, non refroidi, équipé de hublots permettant la visualisation et les mesures optiques, a été défini et fabriqué. Le boîtier a été dimensionné pour permettre une durée de tir de l'ordre de 10 secondes sans engendrer de contraintes thermomécaniques pouvant conduire à la rupture, avec des phénomènes de plastification locale du boîtier instationnaires pendant la durée du tir et aussi pendant le refroidissement du boîtier.

Pour optimiser la géométrie de ce boîtier, le code Samcef de calcul thermomécanique 2D a été utilisé pour déterminer une carte thermique de la paroi en transitoire pour un essai type ; le code Acord de calcul thermomécanique 2D en linéaire a été appliqué pour les calculs de contraintes pour différentes géométries de boîtier et en comparant divers matériaux ; les coefficients d'échanges thermiques et la température des gaz dans le boîtier, nécessaires pour préciser les conditions aux limites des calculs thermomécaniques, ont été obtenus en utilisant le code de thermochimie Coppelia associé à des corrélations tirées de la littérature.

Cette optimisation a conduit à une géométrie de boîtier complexe, avec des découpages et cavités permettant un gain de 90 % sur les niveaux de contraintes thermomécaniques maximales par rapport à celles calculées sur une géométrie de base classique qui conduit à des contraintes inacceptables dans les zones critiques du boîtier, notamment dans les angles. Les figures illustrent ces conclusions en comparant la carte des contraintes thermomécaniques dans une section de boîtier optimisé d'une part, dans un boîtier de géométrie de base d'autre part. Le boîtier a été fabriqué par les ateliers de l'Office, avec le financement Cnes.

P. HERVAT

Matériaux et Structures

Les activités de la branche Matériaux et structures sont groupées au sein de quatre départements et dans un laboratoire mixte CNRS/Onera: le LEM (Laboratoire d'Etudes des Microstructures). Dans le domaine des matériaux, l'objectif est d'une part d'améliorer les propriétés des matériaux métalliques et composites existants, d'autre part de définir et de qualifier des matériaux nouveaux dans l'optique des besoins industriels à moyen/long terme. Les recherches sont orientées de façon à obtenir des performances accrues mais elles visent surtout une meilleure reproductibilité des propriétés par la maîtrise de la microstructure.

En ce qui concerne les "structures", les activités concernent:

- la prévision du comportement et de l'endommagement des structures (métalliques et composites), en tenant compte de non-linéarités, sous sollicitations statiques et dynamiques;
- les "structures intelligentes" (contrôle santé, contrôle de forme, contrôle de vibrations);
- la dynamique des structures et des systèmes couplés (activité pluridisciplinaire).

Plusieurs Projets de Recherche Fédérateurs (PRF) à vocation interbranches ou interdépartements ont été récemment mis en place, l'objectif étant de créer une synergie croissante entre départements par le biais de liaisons scientifiques horizontales.

Les recherches menées sont très variées. A titre d'exemple, les activités du département Matériaux métalliques et procédés sont illustrées par des recherches sur des superalliages pour disques de turbomachines, les barrières thermiques, les intermétalliques (turbomachines) et les alliages d'aluminium (cellules).

Le département Matériaux et systèmes composites illustre une partie de ses recherches sur les composites SiC/titane et les composites céramiques ainsi que sur les matériaux ferromagnétiques. Les exposés du département Mécanique du solide et de l'endommagement font apparaître les recherches concernant la propagation des fissures dans les pièces métalliques et dans les matériaux composites (modélisation et simulation numérique), l'évaluation d'une méthode numérique pour la prévision de l'endommagement d'une voilure d'avion ainsi que les méthodes de détection de fissures dans des structures métalliques.

Enfin, les activités du département Dynamique des structures et des systèmes couplés sont illustrées par les recherches sur l'aéroélasticité transsonique (collaboration avec la société Centric, Etats-Unis), sur l'optimisation aéroélastique d'une éolienne et sur les prévisions des charges sur rotor d'hélicoptère. Dans le domaine des micro-vibrations et de la vibroacoustique des structures complexes, les recherches sont menées sur le banc Septra (collaboration avec Matra Marconi Space) et dans le cadre d'une collaboration franco-britannique DOVAC (Dera Onera VibroAcoustic Collaboration).

Cette description très sommaire ne fait apparaître qu'une petite partie de l'activité des départements de la branche. On trouvera une description plus détaillée dans les pages suivantes.



Au centre
Tasadduq KHAN,
directeur de branche
avec ses directeurs
de départements.
De gauche à droite :
Christian SOIZE
Daniel ABBE
Jean-François STOHR
Shigéhisa NAKA

Département Matériaux Métalliques et Procédés (DMMP)

Activités marquantes

Les études menées au DMMP s'articulent autour de deux axes: la compréhension et l'amélioration des propriétés physiques et mécaniques de matériaux existants ou en cours d'introduction dans l'industrie aéronautique, et le développement de matériaux nouveaux. Ces recherches s'appuient sur des outils sophistiqués et variés, spécialement mis en place, allant des moyens d'élaboration jusqu'à la modélisation, en passant par des techniques d'imagerie et d'analyses physico-chimiques spécifiques et par différents essais mécaniques.

L'année 97 a vu la mise au point de superalliages monocristallins à base de nickel de nouvelle génération, à température de solvus γ' augmentée, pour aubes de turbines à gaz. Dans le cadre du projet Brite-Euram "Newal", le DMMP a contribué à la mise au point d'un nouvel alliage d'aluminium destiné au fuselage du futur avion supersonique de transport civil. Les matériaux métalliques pour moteurs de l'avenir, les aluminures de titane, ont connu une avancée très importante, tant dans l'optimisation de leurs compositions, grâce à la mise en œuvre de moyens d'élaboration adaptés (four à plasma), que dans l'amélioration de leurs propriétés mécaniques.

D'une façon générale, la compréhension puis l'optimisation du comportement de l'ensemble de ces matériaux sous différents environnements sont assurées en associant différents essais (mécaniques, thermiques, d'oxydation-corrosion,...) à des études microstructurales quantitatives.

Dans ce dernier domaine, on signalera en 97 l'introduction de la technique EBSP (Electron BackScattered Pattern) d'analyse cristallographique à l'échelle microscopique, destinée en particulier à l'étude de la microtexture des aluminures de titane, ainsi que le développement d'une méthode de reconstruction tridimensionnelle de surfaces rugueuses par stéréoscopie. Ce point fait d'ailleurs l'objet d'un projet fédérateur avec les départements DMSC et DTIM.

En parallèle à ces travaux expérimentaux, des études de modélisation se sont poursuivies. Elles concernent d'une part la simulation des phénomènes de recristallisation dans les superalliages pour disques de turbines et d'autre part, la simulation de l'endommagement et de la rupture de matériaux complexes à l'échelle mésoscopique. En 97 un nouvel axe de recherche a abouti à la modélisation de la conductivité thermique des barrières thermiques pour aubes de turbines et chambres de combustion en fonction de leur morphologie poreuse.

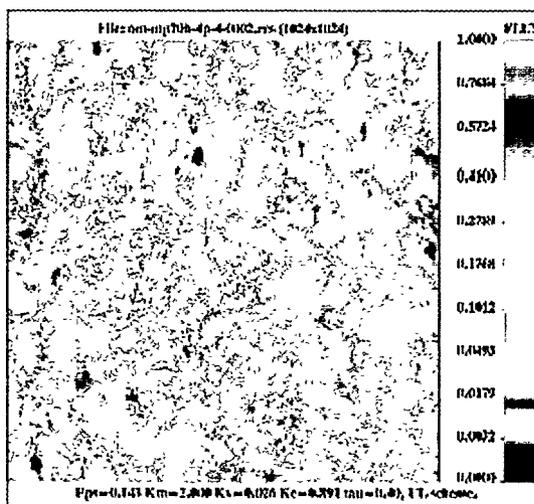


Image du flux thermique à travers une barrière thermique élaborée par projection plasma

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Shigehisa NAKA
Adjointe au directeur : Elisabeth BOUCHAUD
Chargé de mission auprès du directeur : Rémy MÉVREL

Chefs d'unité :
Superalliages : Pierre CARON
Aluminiures de titane et alliages d'aluminium : Gilles LAPASSET
Barrières thermiques
et revêtements protecteurs : Marie-Pierre BACOS
Microanalyse, analyses chimiques
et cristallographie : Jean-Louis POUCHOU
Elaborations, essais mécaniques
et préparation d'échantillons : Pierre THÉVENIN

Maîtres de recherches : Elisabeth BOUCHAUD, Pierre CARON,
..... Gilles LAPASSET, Shigehisa NAKA, Jean-Louis POUCHOU

HDR : Elisabeth BOUCHAUD, Rémy MÉVREL, Shigehisa NAKA,
..... Jean-Louis POUCHOU

Effectifs

Le DMMP regroupe une soixantaine de personnes dont 26 ingénieurs, 26 techniciens, 5 doctorants et 6 scientifiques du contingent.

Travaux publiés en 1997

[1] C. SCHMUCK, P. CARON, A. HAUET, D. BLAVETTE - *Ordering and precipitation of g' phase in low supersaturated Ni-Cr-Al model alloy : an atomic scale investigation*, Phil. Mag. A, **76** (3), 527-542 (1997).

[2] P. DAGUIER, B. NGHIEM, E. BOUCHAUD, F. CREUZET - *Pinning and depinning of crack fronts in heterogeneous media*, Phys. Rev. Lett., **78**, 1062 (1997).

[3] P. DAGUIER, E. BOUCHAUD - *Fracture surfaces of complex metallic materials : roughness indices, scaling and universality*, La Revue de Métallurgie-CIT/Science et Génie des Matériaux, **705** (1997).

[4] E. BOUCHAUD - *Scaling properties of cracks*, J. Phys. C. : Cond. Matter., **9**, 4319 (1997).

[5] S. ZGHAL, S. NAKA, A. COURET - *A quantitative TEM analysis of the lamellar microstructure in TiAl based alloys*, Acta. Matter., **45** (7), 3005-3015 (1997).

[6] S. NAKA, M. THOMAS, C. SANCHEZ, T. KHAN - *Development of third generation castable gamma titanium aluminides : role of solidification paths*, Proc. of the 2nd International Symposium on Structural Intermetallics, TMS, Warrendal, PA, USA, 313-322 (1997).

[7] L. PAMPAGUIAN, R. MÉVREL - *An analysis of the fragmentation test based on aluminium-matrix-silicon carbide fibre composite experiments*, Composite Part A **28** A pp 549-557 (1997).

[8] G. BERTRAND, R. MÉVREL - *Zirconia coatings realized by microwave plasma enhanced chemical vapor deposition*, Thin Solid Films **292** pp 241-246 (1997).

[9] J.-L. JOULAUD, J. BÉRARDINI, P. GAS, C. BERGMAN, J.-M. DUBOIS, Y. CALVAYRAC, D. GRATIAS - *Volume and grain-boundary self diffusion of Fe in Al-Cu-Fe icosahedral quasicrystals*, Phil. Mag. A, **75** (5), 1287-1297 (1997).

[10] P. BERTRAND, M.-H. VIDAL-SÉTIF, R. MÉVREL - *The CVD of pyrolytic carbon and titanium diboride coatings on carbon fibre yarns for use in aluminium-based composite*, Surface and Coatings Technology, **96**, 293-292 (1997).

[11] J.-L. POUCHOU, J.-F. BRESSE - *Microanalyse X par sonde électronique : Méthodes de Monte-Carlo et modèles de correction*, Editeurs M.Fialin publié par association Nationale de la Recherche Technique, Paris 1997.

[12] P. THEVENIN - *Elaboration d'aluminiums de titane*, Matériaux et Techniques, 7-8, 50 (1997).

Dépôts de brevets

E.N. 97.02625 du 05.03.97 - *Aluminium de titane utilisable à température élevée*, MM. Marc THOMAS, Michel MARTY, Shigehisa NAKA.

Résumé : Alliages du type Ti_2AlX ($X = Nb, Ta, Mo$) et procédé d'élaboration. Les aluminiums ainsi réalisés possèdent une excellente combinaison de résistance à la traction et au fluage jusqu'à 650 °C et de déformabilité importante à 20 °C.

Thèses soutenues en 1997

J.-L. JOULAUD - *Alliages quasicristallins AlCuFe : structure et texture cristallographique de dépôts obtenus par pulvérisation cathodique triode. Etude de la diffusion atomique dans la phase icosaédrique*, Université Paris VI (Paris, 23 janvier 1997).

S. CHEVILLARD - *Etude d'un procédé de dépôt chimique en phase vapeur assisté par plasma micro-onde pour la réalisation de revêtements de zircone-yttrée*, Université de Paris XI (Orsay, 11 février 1997).

P. DAGUIER - *Effets d'échelle dans la rupture des matériaux hétérogènes*, Université Paris VI (Paris, 14 novembre 1997).

Prix scientifiques

Michèle SOUCAIL : Prix Jules Garnier de la Société Française de Métallurgie et des Matériaux (SF2M).

Elisabeth BOUCHAUD : Prix FEMS.

Département Mécanique du Solide et de l'Endommagement (DMSE)

Activités marquantes

Les études et recherches menées par DMSE comprennent trois grands axes ; le comportement et l'endommagement des structures de cellules et de moteurs pour une optimisation du dimensionnement; la sécurité des avions avec la résistance au crash et la modélisation de la réponse des matériaux et structures à une sollicitation dynamique et les matériaux et structures intelligentes pour le contrôle de forme et de santé.

Une des caractéristiques du département méritant d'être signalée est la conduite de nombreuses études en collaboration et l'intégration à des réseaux.

Pour le premier axe, seront retenus:

- le démarrage de deux actions européennes soutenues par la CCE, la première coordonnée par l'Onera sur la modélisation du comportement d'alliages monocristallins pour les aubes de turbine, la seconde sur la simulation de la propagation du délaminage dans les structures en composite stratifié;

- l'échange de chercheurs avec la Nasa/Lewis sur le thème des essais mécaniques multiaxiaux sur les matériaux monocristallins et le séjour à l'Office du professeur H. Gonem de l'Université de Rhode-Island qui a permis un échange de compétences sur la propagation des fissures dans les composites à matrice métallique SiC/Ti;

- le rapprochement avec le Centre des matériaux de l'Ecole des Mines de Paris pour le développement en commun du code de recherche Zebulon. L'Onera a réalisé la version parallèle du code et développé une méthode de calcul par éléments finis très novatrice dont une version commercialisable par l'agence de valorisation Transvalor de l'EMP.

Pour le deuxième axe, il convient de mentionner les points suivants:

- la caractérisation expérimentale de plusieurs matériaux de cellule menée dans le cadre du programme européen, maintenant achevé (Crashurv) et la validation de lois de comportement effectuées sur le code Radioss utilisé par les industriels de l'aéronautique;

- le développement de lois de comportement de matériaux composites sous sollicitation tridimensionnelle effectuée avec le DLR-Stuttgart pour les planchers d'hélicoptères;

- la modélisation du chargement de structures composites de réservoirs de carburant sous la sollicitation dynamique résultant de l'impact d'un projectile ballistique, conduite dans le cadre d'une collaboration avec Aerospatiale et le Centre d'études de Gramat.

En ce qui concerne le troisième axe de recherches, les résultats importants portent sur :

- la réalisation avec Framatome d'un démonstrateur de caméra photothermique permettant la détection de fissures dans des pièces de fonderie ou assemblées par soudage avec une définition meilleure que celle de la technique conventionnelle de ressuage et des productivités pouvant atteindre 1 m²/heure.

- la faisabilité d'une méthode d'examen non destructif à grand champ et en temps réel permettant la visualisation de champs ultrasonores en interaction avec un défaut («shearographie»);

- la réalisation et la validation d'un modèle de génération d'ondes ultrasonores à partir d'un faisceau laser dans des matériaux bicouches en coopération avec le CEA et Aerospatiale.

- la mesure de caractéristiques thermiques par une méthode photothermique à l'aide d'un microscope interférentiel à la polarisation en coopération avec le CEA et le Laboratoire d'optique physique de l'Ecole supérieure de physique et chimie industrielle de Paris.

- l'extension de la technique de thermographie infrarouge à détection synchrone à la mesure des contraintes superficielles sur des pièces soumises à un chargement cyclique.

Lilste des principaux responsables

Directeur du département : Jean-François STOHR

Adjoint au directeur (DMSE Lille): Pascal GEOFFROY

Chefs d'unité :

Contrôle santé : Daniel BALAGEAS

Résistance et conception des structures : Pascal GEOFFROY

Lois de comportement et mécanique de l'endommagement :

..... Jean-Louis CHABOCHE

Mécanique expérimentale et Instrumentation: Alain DÉOM

Directeurs de recherche : . Daniel BALAGEAS, Jean Louis CHABOCHE

Maîtres de recherche : Dominique NOUAILHAS, Philippe GEOFFROY,

..... François LEPOUTRE

Effectifs

Le DMSE regroupe 70 personnes dont 34 ingénieurs de recherche et 19 doctorants.

Travaux publiés en 1997

J.-L. CHABOCHE - *Thermodynamic formulation of constitutive equations and application to the viscoplasticity and viscoelasticity of metals and polymers*, Int. J. Solids Structures, Vol. 34, n° 18, 1997, p. 2239-2254.

J.-L. CHABOCHE, R. GIRARD, P. LEVASSEUR - *On the interface debonding models*, Int. J. Damage Mechanics, Vol. 6, 1997, p. 220-257.

J.-L. CHABOCHE, R. GIRARD A. SCHAFF - *Numerical analysis of composite systems by using inter-phase interface models*, Computational Mechanics, Vol. 20, 1997, p. 3-11.

F. FEYEL, S. CALLOCH, D. MARQUIS, G. CAILLETAUD - *FE computational of a triaxial specimen using a polycrystalline model COMMAT 436*, Computational Material Science, Vol. 10/3, Nov. 1997.

P.-M. LESNE, O. LESNÉ - *Modélisation du comportement et de l'endommagement des composites tissés C/PMR15 à température variable*, Mécanique Industrielle et Matériaux, Nov. 1997.

J.-F. MAIRE, J.-L. CHABOCHE - *A new formulation of continuum damage mechanics for composites materials*» Aerospace Science and Technology, n° 4, 1997, p. 247-257.

J.-F. MAIRE, P.-M. LESNE - *A damage model for ceramic matrix composites*, Aerospace Science and Technology, n° 4, 1997, p. 259-266.

D. NOUAILHAS, S. LHUILLIER, - *On the micro-macro modelling of γ/γ' single crystal behaviour*, COMMAT 436, Computational Material Sciences, Vol. 10/3, Nov. 1997.

Y. OUSSET - *Taux de restitution de l'énergie associé à une fissure se propageant le long d'une interface curviligne*, C.R. Acad. Sci., Paris, t. 324, Série IIb.

Y. OUSSET, F. ROUDOLFF - *Numerical analysis of delamination in multi-layered composite plates*, Computational Mechanics, Vol. 20, n° 1/2.

H. SAMROUT, R. EL ABDI, J.-L. CHABOCHE - *Model for 28CrMoV5-8 steel undergoing thermomechanical cyclic loadings*, International Journal Solids Structures, Vol. 34, n° 35-36, 1997, p. 4547-4556.

E. MOULIN, J. ASSAAD, C. DELEBARRE, H. KACZMAREK, D. BALAGEAS - *Piezoelectric transduced embedded in a composite plate: application to lamb wave generation*, J. Appl. Phys., 82 (5), 1er septembre 1997, p. 2049-2055.

S. HIRSCHI, A.-C. BOCEARA, F. LEPOUTRE, Z. BOZOKI - *Interferometric polarization microscope for thermoelastic imaging of polycrystalline materials: experiments and model*, J. Opt. 28, 1997, p. 142-150.

B. LANGRAND, E. MARKIEWICZ, P. DRAZETIC, P. GEOFFROY, J.-L. PETITNIOT, J. FABIS - *Constitutive models characterization for XC48 still in compression by a parametric identification technique*, International Journal of Materials and Product Technology (1997).

Thèses soutenues en 1997

C. SIMON - *Propagation des ondes de Lamb dans un matériau composite stratifié. Application à la détection de délaminages*, soutenue le 11 décembre 1997 à l'Université Paris VII.

O. YOUNG - *Influence du grenailage sur la propagation des fissures*, soutenue le 13 octobre 1997 à l'Université de Poitiers.

Dépôts de brevets

E.N. N° 97.02.620 du 05 .03. 1997 - *Procédé et dispositif d'examen photothermique d'un matériau*, (copropriété avec FRAMATOME*) F. LEPOUTRE, L. LEGRANDJACQUES*, C. DEHAN*

Résumé : C'est un dispositif d'examen photothermique qui permet de balayer la surface d'une pièce en y réalisant un apport local de chaleur (laser par exemple) et à détecter le flux rayonné par cette pièce avec un détecteur de type IR. Ce dispositif est principalement caractérisé par le fait que le détecteur se présente sous forme d'une barrette ou d'une matrice de détecteurs, ce qui permet une grande souplesse d'exploitation dans le traitement du signal.

E.N. N° 97.02622 du 05 .03.1997 - *Procédé d'examen photothermique d'une pièce*, (copropriété avec FRAMATOME*) F. LEPOUTRE, J.C. KRAPEZ, L. LEGRANDJACQUES*, C. DEHAN*

Résumé : C'est une méthode d'examen photothermique qui consiste à balayer la surface d'une pièce en y réalisant un apport local de chaleur (laser par exemple) et à détecter le flux rayonné par cette pièce avec un détecteur de type IR. L'invention proprement dite réside dans la manière de réaliser le balayage (apport local de chaleur + détection du flux IR) dans un sens aller, puis dans le sens retour. Le signal aller est comparé au signal retour, ce qui permet de se libérer de l'effet perturbateur dû aux variations d'émissivité et d'absorptivité de la pièce ; en effet, la signature optique est indépendante du sens de balayage de la pièce alors que la signature thermique dépend du sens de balayage.

Département Matériaux et Systèmes Composites (DMSC)

Activités marquantes

Pour le Département matériaux et systèmes composites, l'année 1997 a été marquée par les activités suivantes pour chaque thème d'étude:

Composites à matrice céramique

- recherche de solutions pour améliorer la durée de vie des composites SiC/vitrocéramique en atmosphère oxydante pour des applications entre 800 et 1000°C pendant plusieurs milliers d'heures;
- mise au point d'un procédé de frittage-réaction pour obtenir avec peu de retrait des matrices d'alumine à partir d'un mélange de poudres d'aluminium et d'alumine;
- dans le cadre du PRF «Mécanique multiéchelle des composites», modélisation de l'essai d'indentation d'un composite SiC/SiC, en collaboration avec l'Université de Marseille;

Matériaux systèmes

- mise au point en collaboration avec DTIM d'un code permettant de calculer la configuration à l'équilibre de l'aimantation de particules présentant des parois de Bloch (10⁵ degrés de liberté);
- réalisation d'un ensemble complet (bras et volet) traité Ser pour réduire la signature électromagnétique du carter d'entrée du M88 ;
- développement de matériaux résistant au feu pour les chambres de Cem;

Composites à matrice organique

- poursuite d'une part des études sur la durée de vie des CMO et sur la transition micro-macro, d'autre part des travaux relatifs à la compression et aux essais micromécaniques;

Composites à matrice titane

- validation du concept de double dépôt (W/Y₂O₃) sur les fibres d'alumine Saphikon avec une matrice Ti-48Al-2Cr-2Nb;
- modélisation par éléments finis du champ de contraintes résiduelles d'origine thermique et de leur évolution pendant un essai de «push-out».

Chimie fonctionnelle

- synthèse et caractérisation de composés à structure conjuguée pour l'optique non linéaire et pour l'élaboration de diodes électroluminescentes;
- validation d'un modèle de prédiction de l'avancement et de l'évolution rhéologique d'une résine organique soumise à un cycle thermique quelconque;

Caractérisations thermiques

- étude d'une méthode de mesure des diffusivités radiales en x et y pour des composites 3D;
- conception et mise au point d'une méthode de mesure de l'émissivité thermique totale des matériaux entre 200 et 1200°C;

Sur le plan international, il faut mentionner l'action Brite Euram sur les composites alumine/alumine avec Rolls-Royce, Volvo Aero et Snecma et les collaborations avec la Dera pour les composites à matrice organique ou titane.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Daniel ABBÉ
Adjointe au directeur : Fabrice BOUST

Chefs d'unité :
Matériaux fonctionnels et systèmes composites : Fabrice BOUST
Composites haute température et chimie moléculaire : Michel PARLIER
Composites à matrice organique : Jean Paul FAVRE
Moyens techniques : Daniel ABBÉ
Maîtres de recherches : Bertrand BLOCH, Georges DÉSARMOT

Effectifs

Le DMSC regroupe 64 personnes dont 35 ingénieurs, 7 techniciens, 2 personnels de fabrication, 11 doctorants, 7 scientifiques du contingent et 2 consultants.

Travaux publiés en 1997

E. BRUNETON, J. BIGARRE, D. MICHEL, Ph. COLOMBAN - *Heterogeneity, nucleation, shrinkage and bloating in sol-gel glass ceramics, The case of LAS compositions*. J. Mater Sci. 32 (1997), p.3541-3548.

S. KARLIN, Ph. COLOMBAN - *Raman study of the chemical and thermal degradation of as received and sol-gel embedded Nicalon and Hi-Nicalon SiC fibres used in ceramic matrix composites*, J. Raman Spectrosc. 28 (1997), p. 219-228.

Ph. COLOMBAN, M. WEY - *Sol-gel control of the matrix net-shape sintering in 3D reinforced ceramic matrix composites*, J. Eur. Ceramic Soc. 17 (12) (1997), p. 1475-1483.

J.-P. FAVRE, G. DESARMOT, O. SUDRE, A. VASSEL - *Were F.J. Mc Garry or G.V. Shiriajeva right to measure glass fibre adhesion*, Composites Interfaces 4,5 (1997), p. 313-336.

J.-P. FAVRE, M.-H. AUVRAY, A. MAVEL - *Fibre/resin interaction in fragmentation tests - Coaxial vs simple specimens comparison*, Journal of Microscopy 185, Part 2 (1997), p. 102-108. TP Onera 1996-120.

M. DELAMAR, G. DESARMOT, O. FAGEBAUME, R. HITMI, J. PINSON, J.-M. SAVEANT - *Modification of carbon fiber surfaces by electrochemical reduction of aryl diazonium salts : application to carbon epoxy composites*, Carbon 35, 6 (1997), p. 801-807.

A. VASSEL - *Interface considerations in high-temperature titanium metal matrix composites*, Journal of Microscopy, vol. 185 (1997), p. 303-309.

B. GUICHET, J.-C. SANGLEBOEUF, A. VASSEL, T. BRETHERAU - *Study of push-out micromechanical test : response of SCS-6/Ti-6242 composite*, Key Engineering Materials, vol. 127-131, (1997), p. 651-658.

J.-B. VEYRET, P. TAMBUYSER, C. OLIVIER, E. BULLOCK, M.-H. VIDAL-SETIF - *Hi-Nicalon reinforced silicon nitride matrix composites*, J. Mater. Sci. 32 (1997) p. 3457-3462.

C. OLIVIER, J.-B. VEYRET, M.-H. VIDAL-SETIF - *Mechanical Properties of Hi-Nicalon Fibre-Reinforced Silicon Nitride Matrix Composites*, Key Engineering Materials Vols. 127-131 (1997) p. 753-760.

B. SIXOU, M. VAUTRIN, A.-J. ATTIAS, J.-P. TRAVERS - *Conductivity evolution of polypyrrole thin films with aging*, Synthetic Metals, 84 (1), (1997).

D. DEMANGE, P. BEAUCHENE, M. BEJET, R. CASULLERAS - *Mesure simultanée de la diffusivité thermique selon les deux directions principales d'un matériau*, Revue Générale de Thermique (1997) 36, 755-770, Elsevier Paris.

Dépôts de brevets

E.N. PCT N° SE 97/01340 du 11.08.1997 - *Procédé d'élaboration d'un matériau composite fibres/matrices de type oxyde*, (Copropriété avec SNECMA - Rolls-Royce - Volvo-Aero). Olivier SUDRE, Michel PARLIER, Fabrice ROSSIGNOL, Julien PARMENTIER

Résumé : Il s'agit d'un procédé original permettant de fabriquer des composites tout oxyde à matrice céramique (matrice et fibres monocristallines d'alumine revêtues d'une interphase de zircon), dans le but de leur conférer un mode d'endommagement non fragile. Ce composite tient pour des applications jusqu'à 1 600°C et intéresse les motoristes comme SNECMA, Rolls-Royce et Volvo Aéro.

E.N. N° 97.13847 du 4 .11.1997 - *Procédé de frittage par étincelage et produits obtenus par ce procédé*, André WALDER

Résumé : Le procédé mis en œuvre se situe dans le domaine de la mise en forme des fibres métalliques, à l'intérieur de moules, par le passage d'un courant électrique provenant de la décharge de condensateurs, entre deux électrodes ; il est principalement caractérisé par l'utilisation d'électrodes qui servent également à presser les fibres métalliques dans le moule.

E.N. N° 97.01156 du 3 .02.1997 - *Prothèse métallique de soutien et/ou de remplacement tissulaire à porosité ouverte ainsi que son procédé de fabrication*, André WALDER, Christian DEBRY

Résumé : Cette prothèse à porosité ouverte est réalisée en titane ou alliage de titane. Elle favorise, par sa structure composée de microsphères calibrées et solidarises par frittage thermique sous vide, une colonisation par les cellules vivantes du patient dans un milieu septique (larynx par exemple).

Thèses soutenues en 1997

O. LE BARS - *Traitement spécifique d'une surface de silice : influence sur la formation et la structure d'un dépôt de polypyrrrole conducteur*, Paris VI, 21 février 1997.

C. MARAIS - *Préparation et étude du comportement thermomécanique du polyimide thermostable PMR 15*, Conservatoire National des Arts et Métiers, 19 décembre 1997.

Département Dynamique des Structures et des Systèmes couplés (DDSS)

Activités marquantes

Les objectifs des activités de DDSS sont de créer, adapter et évaluer les méthodes théoriques, numériques et expérimentales destinées à modéliser, prévoir, optimiser et identifier le comportement statique et dynamique des structures et systèmes couplés (structures - fluide - thermique - contrôle...). Cette activité pluridisciplinaire avec prédominance structure est motivée par trois grands enjeux: la réduction des coûts de conception, de fabrication et de maintenance; l'accroissement des performances et du confort, la fiabilité.

L'activité de DDSS se décline suivant quatre thématiques :

- la dynamique des structures in vacuo et la dynamique des structures couplées avec un liquide dans le cadre de certaines interactions fluides-structures;*
- la dynamique des structures couplées avec des fluides en écoulement dans le cadre de l'aéroélasticité (interne ou externe);*
- la dynamique des structures couplées avec des fluides acoustiques dans le cadre de la vibroacoustique (bruit interne et bruit externe rayonné par les structures);*
- la dynamique des structures couplées avec des systèmes dans le cadre du contrôle actif des vibrations des structures (structures intelligentes) incluant les recherches en aéroélasticité et en vibroacoustique.*

Parmi les résultats les plus marquants pour 1997, citons, pour le domaine de l'aéroélasticité, les essais dans la soufflerie S2MA pour le lanceur Ariane 5 et les essais à S3 Chalais pour les recherches sur le tremblement des voilures d'avion civil, les recherches concernant l'optimisation de rotors d'éoliennes dans le cadre d'un projet européen (Joule II), le transfert du code REELC (Résolution des Equations d'Euler Linéarisées en Complexe) à la Division Avions de l'Aérospatiale, qui le met en œuvre pour l'aéroélasticité dynamique de l'A340, et enfin la mise œuvre dans le code Host d'Eurocopter du modèle semi-physique de décrochage dynamique pour les rotors d'hélicoptère. Dans le domaine de la vibroacoustique, citons d'une part l'aboutissement de la première phase du projet DOVAC (Dera-Onera-VibroAcoustic-Collaboration) mené dans le cadre d'une collaboration bilatérale Dera-Onera et d'autre part les recherches menées sur l'optimisation structurale et géométrique du dôme du SMAF (Sous-Marin d'Attaque Futur) pour la réduction du bruit propre. Dans le domaine du contrôle actif des vibrations, citons l'achèvement de la validation du principe de contrôle actif d'une structure en treillis pour réduire les microvibrations dans les satellites et les recherches sur le contrôle actif distribué des vibrations des panneaux composites Sandwich Nida menées dans le cadre de la réduction du bruit interne des hélicoptères.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Christian SOIZE
Adjoint au directeur : Pierre Marie HUTIN
Conseiller scientifique extérieur : Roger OHAYON
Adjoint de gestion : Alain GRAVELLE
Chefs d'unité :
Aéroélasticité expérimentale
et identification modale : Pierre Marie HUTIN
Contrôle actif des vibrations : Isabelle LEGRAIN-NAUDIN
Modélisation mécanique
et simulation numérique : Jean Pierre GRISVAL
Vibrations et vibroacoustique expérimentales : Alain MORVAN
Directeur de recherches : Christian SOIZE
Maîtres de recherches : Alain BOURGINE, Jean Jacques COSTES,
..... Alain GRAVELLE, Fabrice POIRION
HDR : Alain BOURGINE, Roger OHAYON, Christian SOIZE,
..... Khiêm Van TRUONG

Effectifs

Le DDSS regroupe un effectif d'environ 75 personnes dont 64 chercheurs, techniciens et agents de fabrication, 5 doctorants et 3 scientifiques du contingent répartis dans les quatre unités installées sur le site de Châtillon. Il accueille également un conseiller scientifique et deux stagiaires extérieurs dans le cadre de collaborations internationales.

Travaux publiés en 1997

N. MEIDINGER, I. LEGRAIN - *Comparison of Computational and Experimental Results in Vibroacoustic Active Control Using Piezoelectric Film Technology*, Aerospace Science and Technology, 1997, n°8. p 573-580.

R. SAMPAIO, R. OHAYON, C. SOIZE - *Dynamic Substructuring of Damped Structures Using Singular Value Decomposition*, Journal of Applied Mechanics, 64(2), p 292-298 (1997).

C. SOIZE, O. LE FUR - *Modal Identification of Weakly Nonlinear Multidimensionnal Dynamical Systems Using a Stochastic Linearization Method with Random Coefficients*, Journal of Mechanical Systems and Signal Processing, 11(1), p 37-49 (1997).

C. SOIZE, O. LEFUR - *WEAKLY Nonlinear Second Order Dynamical Systems Identification Using a Randon Parameters Linear Model*, RBCM - Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences, XIX(2) , p 207-216 (1997).

Thèses soutenues en 1997

J.-M. CROS, - *Résolution de problèmes aux valeurs propres en calcul de structures par utilisation du calcul parallèle*, Thèse de Doctorat de l'ENS-Cachan, le 15 décembre 1997, Directeurs de thèse R. Ohayon (DDSS) et F. Léné (ENS-Cachan).

Dépôts de brevets

E.N. N° 97.04279 du 08.04.1997 - *Dispositif de commande individuelle de pales de rotor voilures tournantes d'aéronefs avec plateaux cycliques multiples*, Jean-Joël COSTES

Résumé : Le dispositif protégé s'applique à des rotors ayant un nombre quelconque de pales. Il contrôle activement le pas de chaque pale en mettant en œuvre le minimum d'actionneurs, tous en relation avec des structures non tournantes de l'aéronef. En cas de panne, le dispositif retrouve automatiquement un fonctionnement selon les lois de commande de pas classiques.

Laboratoire d'Etude des Microstructures (LEM)

Unité Mixte Onera-CNRS (UMR 104)

Activités Marquantes

L'unité mixte CNRS-Onera a pour mission d'effectuer des études microstructurales sur les matériaux, en forte interaction avec les départements concernés de l'Onera et avec une large ouverture sur le milieu de la recherche national et international. Les travaux menés sont à caractère fondamental et font régulièrement l'objet de publications dans des revues scientifiques avec comités de lecture. Le LEM a également une mission de formation à la recherche (trois thèses soutenues en 1997).

Les travaux menés au LEM ont pour objet d'établir une relation entre structure et défauts aux échelles atomique et mésoscopique d'une part et propriétés macroscopiques des matériaux d'autre part. Ils mettent en jeu des observations expérimentales, principalement par microscopie électronique, ainsi que des modélisations et simulations numériques.

Les études sur les anomalies de comportement mécanique des intermétalliques combinent observations de la structure fine des dislocations et modélisation. En 1997, l'intérêt s'est progressivement déplacé de Ni_3Al vers $TiAl$.

Les simulations mésoscopiques de la plasticité se sont considérablement développées en 1997. Elles ont donné lieu à des études sur les métaux cubiques à faces centrées, en déformation monotone et cyclique, et cubiques centrés. Une modélisation multi-échelles de la plasticité combinant les approches discrète et continue a été entamée en vue d'une application aux superalliages γ / γ' .

Les études des effets d'ordre chimique qui comportent des aspects expérimentaux (diffusion de neutrons, microscopie électronique) et théoriques (modèle d'Ising: méthodes analytiques et simulations Monte Carlo) ont vu l'aboutissement de plusieurs travaux concernant l'analyse détaillée de l'ordre local dans des alliages modèle du système Pt-V et celle du comportement thermodynamique critique des parois d'antiphase dans Fe_3Al . A noter également des modélisations très prometteuses des microstructures de biphasage entre phases ordonnées dans le système Co-Pt et des études de croissance de phases chimiquement ordonnées.

Dans le domaine des études analytiques et structurales par microscopie électronique, le développement des méthodes de spectroscopie X ou électronique est mené en parallèle avec des études spécifiques concernant les aluminures de titane et divers types de matériaux: composites à matrice céramique, composites thermostructuraux et fibres SiC.

Les recherches sur les quasicristaux et les phases apparentées comportent deux volets. L'un, fondamental, s'inscrit dans le cadre du GDR Cinq, le second a pour but l'étude microstructurale de phases intermétalliques complexes et de leur relation à une matrice simple d'intérêt industriel.

L'année 1997 a vu également un essor important des études sur les nanostructures tubulaires à base de carbone et de nitrure de bore. C'est un domaine fort actif au niveau international où le LEM, en collaboration avec de nombreuses équipes françaises, tient un rôle de premier plan.



Parois d'antiphase dans Fe_3Al observées en microscopie électronique en transmission (image de franges grossissement: 100000)

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Patrick VEYSSIÈRE (CNRS)
Adjoint au directeur : François DUCASTELLE
Directeurs de recherches (CNRS) : Denis GRATIAS
..... Ladislav KUBIN, Patrick VEYSSIÈRE
Professeur : Georges SAADA
Chargés de recherches : Benoît DEVINCRE, Joël DOUIN
Maîtres de conférences : Guy DIRRAS, Armelle GIRARD
Maîtres de recherches (Onera): René CAUDRON,
..... Alphonse FINEL, Gilles HUG

Effectifs

Le LEM comprend 24 personnes dont 13 chercheurs, 4 ITA CNRS, un technicien Onera et six doctorants et postdoctorants.

Travaux publiés en 1997

- G. SAADA, B. DEVINCRE, P. VEYSSIÈRE - *Mechanical properties of $L1_2$ alloys*, in «*Microstructures and Functions of Materials*», Ed. N. Igata et al., ICMFM 96 Proceedings, p. 213-219(1997).
- B. DEVINCRE, P. VEYSSIÈRE, L. P. KUBIN, G. SAADA - *Modelling of the dislocation dynamics in Ni_3Al and the flow stress anomaly*, Mater. Res. Soc. Proc., vol. 460 (1997) p. 535-540.
- P. VEYSSIÈRE - *An analysis of the slip of screw dislocations in $L1_2$ alloys*, Mater. Res. Soc. Proc., vol. 460, (1997) p. 541-546.
- G. SAADA, J. BONNEVILLE, P. SPÄTIG - *Interpretation of the measurement of activation parameters in $L1_2$ alloys* -, Mat. Science and Eng., A234-236 (1997) p. 263-266.
- J. DOUIN, - *Mécanique des milieux continus, Introduction à la plasticité des matériaux* -, (Diderot Editeur, Arts et Sciences, Paris-New York, 1997).
- L. MOTTE, F. BILLOUDET, E. LACAZE, J. DOUIN, M.-P. PILENI - *Self-Organization into 2D and 3D superlattices of nanosized particles differing by their size*, J. Phys. Chem., 101 (1997) 138-144.
- C. VAILHE, J. DOUIN, D. CAILLARD - *In situ TEM observations of cross-slip mechanisms in NiAl with a soft orientation*, Mater. Res. Soc. Proc., vol. 460, (1997) p. 455-460.
- L.-P. KUBIN, B. DEVINCRE - *Mesoscopic Simulations of Dislocations*, Annales de Physique, supplément au n°3, Vol. 22 (1997) C2-109-116.
- A. MOULIN, M. CONDAT, L.-P. KUBIN - *Simulation of Frank-Read sources in silicon*, Acta mater., 45 (1997) 2339-2348.
- B. DEVINCRE, L. KUBIN - *Mesoscopic Simulations of Dislocations and Plasticity*, Mat. Science and Eng., A234-236 (1997) 8-14.
- M. LEBYODKIN, L. DUNIN-BARKOVSKII, Y. BRÉCHET, L. KUBIN, Y. ESTRIN - *Kinetics and Statistics of Jerky Flow: Experiments and Computer Simulations*, Mat. Sci. Eng. A 234-236 (1997) 115-118.
- G. ANANTHAKRISHNA, C. FRESSENGEAS, L.-P. KUBIN - *Chaos and the Jerky Flow in Al-Mg Polycrystals*, Mat. Sci. Eng. A 234-236, (1997) 314-317.
- J. KRATOCHVIL, M. SAXLOVA, B. DEVINCRE, L. KUBIN - *On the sweeping of dipolar loops by gliding dislocation*, Mat. Science and Eng., A234-236 (1997) 318-321.
- B. DEVINCRE, P. VEYSSIÈRE, L. KUBIN, G. SAADA - *A Simulation of Dislocation Dynamics and of the Flow Stress Anomaly in $L1_2$ Alloy*, Phil. Mag. A., 75 (1997) 1263-1286.
- B. DEVINCRE, L.-P. KUBIN - *The Modelling of Dislocation Dynamics: Elastic Versus Core Properties*, Phil. Trans. R. Soc. Lond. A, 355 (1997) 2003-20012.
- A. LOISEAU - *Domain walls and order-disorder transitions*, Annales de Physique, supplément au n°3, Vol. 22 (1997) C2-11-20.
- D. LE FLOC'H, T. SAHA-DASGUPTA, A. FINEL - *Rough Interfaces in fcc and bcc alloys: influence of the order of the bulk phase transition*, Computational Materials Science 8 (1997) p.192-198.
- T. SAHA-DASGUPTA, A. FINEL - *Roughening of an antiphase boundary near a bulk first order transition*, Properties of Complex Inorganic Solids, édité par A. Gonis, A. Meike et P. E. A. Turchi (Plenum Press, New York, 1997), p. 121-127.

- D. LE BOLLOC'H, T. CREN, R. CAUDRON, A. FINEL - *Concentration variation of the effective pair interactions measured on the Pt-V system. Evaluation of the gamma expansion method*, Computational Materials Science 8 (1997) p. 24-32.
- D. LE BOLLOC'H, A. FINEL, R. CAUDRON - *Experimental study of the short-range order in the Pt-V system: effective pair interactions as a function of the concentration*, Properties of Complex Inorganic Solids, édité par A. Gonis, A. Meike et P. E. A. Turchi (Plenum Press, New York, 1997), p. 31-37.
- L. BARBIER, S. GOAPPER, B. SALANON, R. CAUDRON, A. LOISEAU, J. ALVAREZ, S. FERRER, X. TORRELLES - *X-Ray observation of a chemical order driven morphological transition on the surface of an A3B type compounds*, Phys. Rev. Letters 78 (1997) p. 3003-7.
- T. SAHA-DASGUPTA, I. DASGUPTA, A. MOOKHERJEE - *Augmented space recursive approach for alloy phase stability*, Properties of Complex Inorganic Solids, édité par A. Gonis, A. Meike et P. E. A. Turchi (Plenum Press, New York, 1997), p. 25-30.
- F. DUCASTELLE, P. QUÉMERAIS - *Chemical Self-Organization During Crystal Growth*, Phys. Rev. Letters 78 (1997) 102-105.
- P. QUÉMERAIS, F. DUCASTELLE - *Chemical automaton for crystal growth: stable structures from non-equilibrium processes*, Computational Materials Science 8 (1997) p.199-207.
- W. WERNSDORFER, E. BONET OROZCO, K. HASSELBACH, A. BENOIT, B. BARBARA, N. DEMONCY, A. LOISEAU, H. PASCARD, D. MAILLY - *Experimental evidence of the Néel-Brown theory of magnetization reversal*, Phys. Rev. Letters, 78 (1997), 1791-94.
- C. JOURNET, W.-K. MASER, P. BERNIER, A. LOISEAU, M. LAMY DE LA CHAPELLE, S. LEFRANT, P. DENIARD, R. LEE, J.-E. FISCHER, Nature 388 (1997) p. 756-758.
- K. SUENAGA, C. COLLIEX, N. DEMONCY, A. LOISEAU, H. PASCARD, F. WILLAIME - *Synthesis of Nanoparticles and Nanotubes with well-separated layers of boron nitride and carbon*, Science, 278 (1997) p. 653-655.
- K. SUENAGA, D. STEPHAN, C. COLLIEX, F. WILLAINE, H. PASCARD, N. DEMONCY, A. LOISEAU - *Cap structure of the coaxial BCN nanotubes investigated by nano EELS*, Int. Phys. Conf. Ser. 153 (1997) p. 375-378.
- P. BERNIER, C. JOURNET, W.-K. MASER, A. LOISEAU, M. LAMY DE LA CHAPELLE, S. LEFRANT, P. DENIARD, R. LEE, J.-E. FISCHER - *Condensed Matter News*, Vol 6, Issue 3 (1997) p. 1-6.
- M. LANCIN, E. LE STRAT, E. FRIES, M. MILOCHE - *SIMS analysis of the near-surface layer of fibres of small diameter*, International Journal of Mass Spectrometry and Ion Process 163 (1997) p. 69-79.
- T. CABIOC'H, J.-C. GIRARD, M. JAOUEN, M.-F. DENANOT, G. HUG - *Carbon onions thin film formation and characterization*, Europhys. Letters, 38 (1997) p. 471.
- T. CABIOC'H, M. JAOUEN, J.-P. RIVIERE, J. DELAFOND, G. HUG - *Characterization and growth of carbon phases synthesized by high temperature carbon implantation into copper*, Diamond and Related Materials, 6 (1997) p. 261.
- B.-A. GREEBERG, G. HUG, O.-V. ANTONOVA, T.-S. BOYARSHINOVA, Z.-M. PESINA, I.-N. SACHANSKA, A. YU VOLKOV - *Order and recrystallization of CuAu alloys after cold deformation*, Intermetallics, 5 (1997) p. 297.
- P. DONNADIEU, H.-L. SU, M. HARMELIN, G. EFFENBERG, F. ALDINGER - *A quasicrystal with inflation symmetry and no forbidden symmetry in a rapidly solidified Mg-Al alloy*, Z. Metal., 88 (1997) p. 471.

Thèses soutenues en 1997

- D. LE BOLLOC'H - *Diffusion diffuse de neutrons, interactions interatomiques et diagramme de phase dans Pt-V. Comparaison avec Ni-V*, Université Rennes I, le 5/11/97.
- E. LE STRAT - *Interfaces de composites fibres SiC Nicalon/matrice Pyrex : corrélations entre propriétés macroscopiques - mécaniques et électromagnétiques - et microscopiques*, Université Paris 6, le 5/11/97.
- D. LE FLOC'H - *Etude par microscopie électronique et simulation Monte Carlo du comportement des parois de domaine à l'approche d'une transition du second ordre dans Fe-Al*, Université de Rennes I, le 19/11/97.

Table des matières

Recristallisation et contrôle de la taille de grain	
des superalliages base nickel.....	1-17
Etude de la conductivité thermique de barrières thermiques	1-18
Alliages d'aluminium pour l'ATSF	1-19
Développement d'alliages à base de TiAl adaptés à la fonderie :	
rôle des chemins de solidification.....	1-20
Détection de fissuration débouchante	
dans des structures métalliques à l'aide d'une caméra photothermique	1-21
Modélisation de la propagation des fissures de fatigue	
dans les pièces métalliques grenillées	1-22
Coup de bélier hydraulique dans un réservoir d'avion	1-23
Simulation numérique de la propagation du délaminage	
dans les plaques composites sous chargement monotone	1-24
Composite céramique «tout oxyde» pour chambre de combustion	1-25
Mécanismes de décohésion interfaciale	
dans les composites SiC/Titane	1-26
Evolution en température de la perméabilité	
radio fréquence des ferrites	1-27
Validation des prévisions des charges sur rotor d'hélicoptère	1-28
Vibroacoustique expérimentale sur la structure Dovac	1-29
Contrôle actif de microvibrations sur un treillis expérimental	1-30
Optimisation aéroélastique d'une éolienne	1-31
Méthodes éléments finis pour l'aéroélasticité transsonique	1-32
Faisceaux auto-organisés de monotubes de carbone	1-33
Simulation des anomalies de déformation plastique d'alliages Ni ₃ Al	1-34

Recristallisation et contrôle de la taille de grain des superalliages base nickel

L'élévation de la température de fonctionnement des disques de turbine, objectif majeur des industriels, requiert une optimisation de la microstructure des superalliages à base de nickel. A haute température, les structures à gros grains améliorent sensiblement la tenue en fluage et en propagation de fissures avec temps de maintien, alors que les structures à grains fins sont favorables en traction et en fatigue. Ces structures doivent être homogènes et notamment, la croissance anormale (processus qui conduit à la croissance de quelques très gros grains au détriment des autres) doit être évitée.

C'est par un traitement thermique approchant ou dépassant la température de solvus de l'alliage que l'on provoque un grossissement du grain: les précipités γ' qui jusqu'alors bloquaient les joints de grains se dissolvent et les joints, libérés, migrent. Dans les alliages de la métallurgie des poudres, ils sont généralement de nouveau ancrés par de très fins précipités, les oxycarbures, situés préférentiellement aux anciennes limites de poudres. Ceci conduit, après traitement thermique supersolvus, à une taille de grain moyenne d'environ 50 μm sauf si de la croissance anormale intervient.

La taille de grain finale dans un superalliage base nickel élaboré par métallurgie des poudres comme le N18 dépend d'une succession d'étapes industrielles, à savoir le procédé d'élaboration des poudres et leur prétraitement éventuel, la densification par filage, le forgeage isotherme, le traitement thermique final, ainsi que de nombreux et interdépendants paramètres métallurgiques et thermomécaniques tels que la précipitation γ' , la distribution d'oxycarbures, le taux de déformation, la vitesse de déformation, la contrainte, le temps, la température....

Dans un premier temps, le rôle de certaines étapes industrielles a été éclairci. Un prétraitement subsolvus des poudres s'est avéré favorable à un grossissement du grain lors d'un traitement thermique supersolvus (gain d'un facteur 2), phénomène qui a été expliqué par la croissance-coalescence des fins précipités (oxydes, carbures, oxycarbonitrides...) décorant les limites des anciens grains de poudres. La taille de grain finale croît en fonction du mode de densification dans l'ordre suivant: filage, compaction isostatique sous forte pression, compaction isostatique sous faible pression. Ceci est à relier à une diminution de la déformation et de la vitesse de déformation. Lors du traitement thermique final, un passage dans un

domaine de température subsolvus proche du solvus peut engendrer de la croissance anormale. Des grains de plusieurs millimètres ont été obtenus au cours de chauffages très lents jusqu'à la température de solvus ou par des maintiens isothermes à une dizaine de degrés en dessous du solvus.

Dans un deuxième temps, le rôle de l'étape de déformation sur le grossissement du grain lors du traitement thermique supersolvus a été approfondi. Des essais de forgeage et de traction à chaud du N18 ont montré que, à des taux de déformation supérieurs à 0,2, la vitesse de déformation était un paramètre clef pour le contrôle de la taille de grain. En effet la quantification par analyse d'images des microstructures a révélé une décroissance de la taille de grain avec la vitesse de déformation dans la gamme $[10^{-4}\text{s}^{-1}-10^{-2}\text{s}^{-1}]$ alors qu'aucune influence nette de la déformation dans la gamme $[0,2-1]$ n'a été décelée. Les courbes de traction contrainte - déformation présentent une phase d'écrouissage suivie d'un palier augmentant sensiblement avec la vitesse de déformation ou, aux vitesses les plus élevées, d'un léger adoucissement. Un tel comportement est en bon accord avec le fait que la taille de grain dépende surtout de la vitesse de déformation et non de la déformation. De plus, après déformation dans une gamme étroite de vitesse de déformation située entre les stades II et III de déformation figure 1 et traitement thermique supersolvus, de très gros grains millimétriques se développent dans le matériau. Dans le stade II, le matériau est superplastique et dans le stade III, la déformation implique la montée et le glissement des dislocations à l'intérieur des grains. Les mécanismes de recristallisation sont donc étroitement liés à l'état initial d'écrouissage du matériau et plus précisément l'intervention d'une importante activité des dislocations à l'intérieur des grains au début du stade III nous semble être responsable, éventuellement par le biais de la recristallisation dynamique, de l'intervention de la croissance anormale lors d'un traitement thermique supersolvus ultérieur. Cette identification des mécanismes physiques qui gouvernent l'apparition de la croissance anormale a permis de transposer les résultats relatifs au N18 déformé à 1120°C à d'autres températures de déformation et même, à d'autres superalliages.

M. SOUCAIL, H. OCTOR, M. MARTY

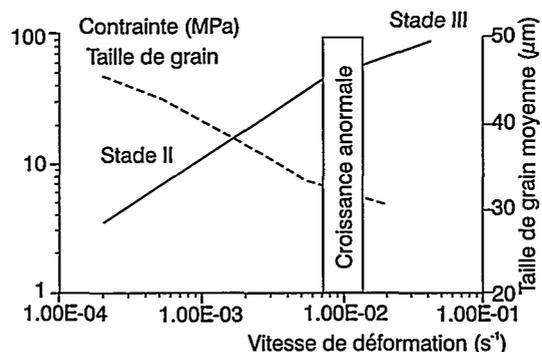


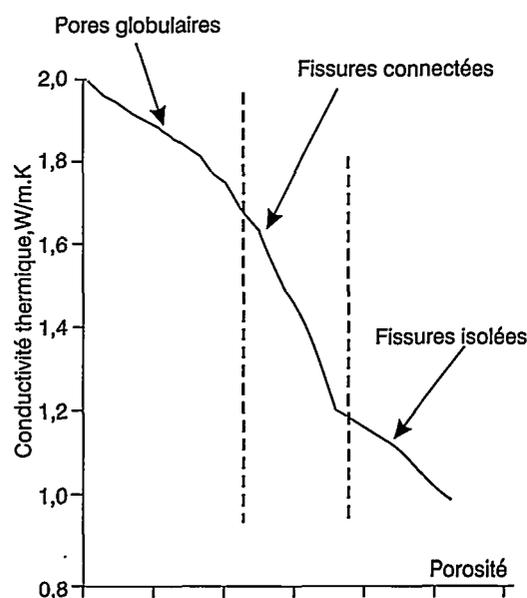
Fig. 1 - Evolution de la contrainte en fonction de la vitesse de déformation à 1120°C et la microstructure après traitement thermique supersolvus

Etude de la conductivité thermique de barrières thermiques (contrat Brite-Euram)

La conductivité thermique de la couche céramique d'une barrière thermique est une propriété essentielle pour ce type de revêtement dont on attend des gains importants en performance des turbines aéronautiques. Cette grandeur dépend d'une part de la composition et de la structure cristallographique de la céramique (les plus utilisées actuellement sont à base de zircone yttriée) et d'autre part de la morphologie poreuse et microfissurée du revêtement. Les descriptions analytiques disponibles pour relier conductivité et morphologie sont valides seulement pour des cas relativement simples mais insuffisantes pour les géométries complexes rencontrées dans les barrières thermiques élaborées par projection plasma ou évaporation. Aussi, une modélisation originale a été développée dans le cadre d'un programme Brite Euram coordonné par la Snecma et elle a pour but de fournir aux concepteurs et élaborateurs de revêtements des indications pour optimiser les propriétés thermiques des couches céramiques.

Fig.2- Variation de la conductivité thermique en fonction de la fraction volumique de porosité pour les différents caractères morphologiques rencontrés dans une barrière thermique élaborée par projection plasma

Cette approche, illustrée dans la figure 1, consiste, à partir de coupes métallographiques de l'échantillon, à acquérir des images digitalisées par microscopie électronique à balayage en mode d'électrons rétrodiffusés, à les convertir par un seuillage adéquat en images binaires et à utiliser celles-ci comme données dans un calcul par différences finies de résolution de l'équation de la chaleur. La complexité de la morphologie du revêtement est, de la sorte, bien prise en compte, ce que ne permettent pas les approches analytiques. De plus, la simplicité de la méthode des différences finies évite un maillage fastidieux et le fort coût mémoire d'un calcul par éléments finis.

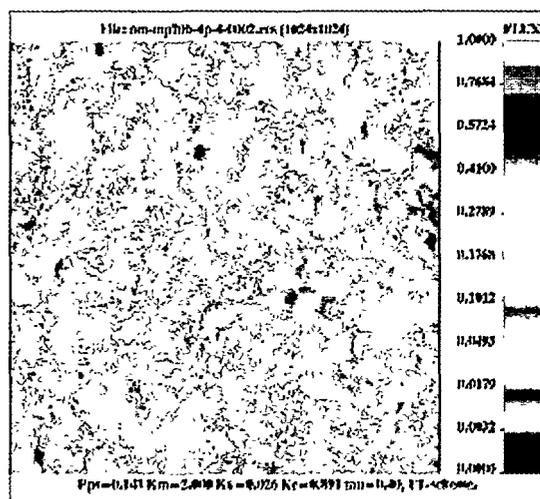


Il est ainsi possible de déterminer, comme le montre la figure 2, l'influence des différents types de morphologies rencontrées sur la conductivité thermique d'un revêtement élaboré par projection plasma, et mettre en évidence l'efficacité de la fissuration interconnectée pour abaisser la conductivité thermique.

Les travaux en cours ont pour but d'affiner la procédure, en approfondissant l'influence de la résolution des observations par microscopie électronique à balayage et en tâchant de prendre en compte l'aspect tridimensionnel du matériau. En parallèle, se poursuit, avec l'ESPCI (Ecole Supérieure de Physique et Chimie Industrielle), une étude visant à mesurer la conductivité thermique à l'échelle locale qui est une donnée essentielle lorsque le matériau est susceptible de subir des transformations de phase après traitements thermiques ou en service.

J.-M. DORVAUX, O. LAVIGNE, R. MEVREL, M. POULAIN

Fig.1-Image en flux thermique (200 μm x 200 μm) : l'équation de la chaleur est résolue au moyen d'un calcul aux différences finies appliqué sur une image binaire extraite d'une image digitalisée d'une coupe du revêtement réel (couche de zircone yttriée déposée par projection plasma)



Alliages d'aluminium pour l'ATSF (contrat DGAC / SPAé)

Le cahier des charges du futur avion supersonique de transport civil exige de l'alliage d'aluminium susceptible d'être utilisé pour son fuselage une excellente résistance au fluage à 100°C - 130°C. Cette étude a pour objectif spécifique de déterminer l'influence de la taille de grains sur la déformation et l'endommagement de fluage par la comparaison de 3 tôles d'alliage 2048 (système Al-Cu-Mg) d'épaisseur 1,6; 6 et 76 mm, qui présentent des tailles de grains très différentes (16, 80 et 400 µm dans le plan de laminage). Pour des conditions de fluage proches des conditions d'utilisation, l'influence de la taille de grains s'explique par le glissement intergranulaire figure 1 dont l'accommodation est réalisée par la déformation plastique de la matrice.

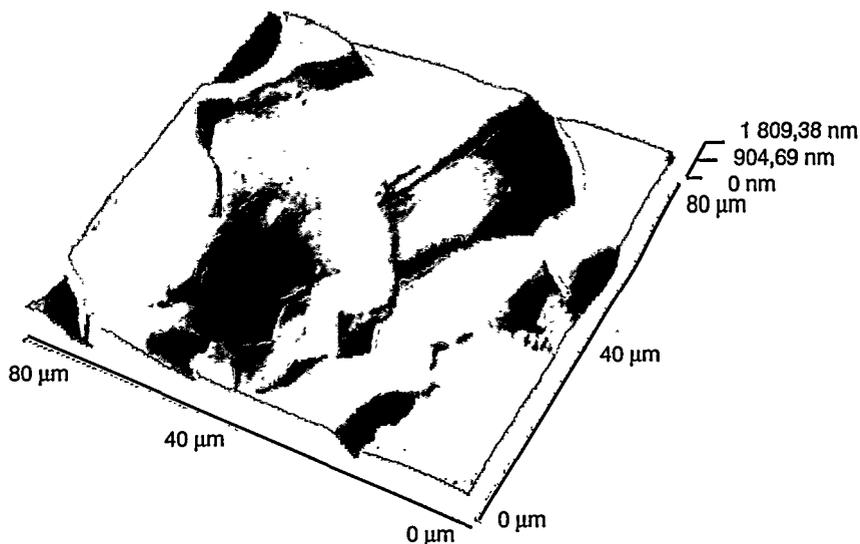
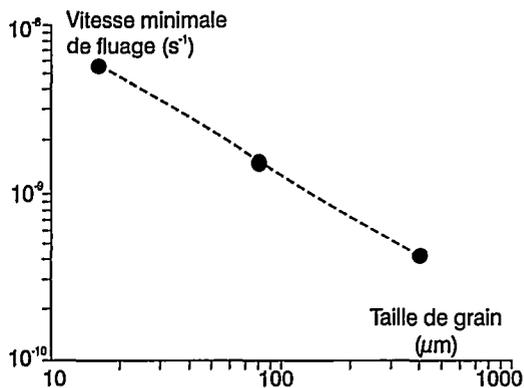


Fig.1 - Observation par microscopie à champ proche (AFM) du glissement intergranulaire à la surface d'une éprouvette d'alliage d'aluminium sollicitée en fluage (180°C - 230 MPa). Le glissement intergranulaire produit des décrochements de l'ordre du micromètre en certains grains adjacents

Le glissement intergranulaire est tout d'abord une composante particulièrement active de la déformation de fluage à contrainte faible ou moyenne : ainsi s'explique l'influence de la taille de grains sur la vitesse de fluage. La figure 2 montre à titre d'exemple que la vitesse minimale de fluage décroît lorsque la taille de grains augmente. L'ensemble des résultats de cette étude laisse à penser qu'une optimisation de la taille de grains est une étape nécessaire du développement d'un alliage d'aluminium pour le fuselage de l'ATSF.

Fig. 2 - Effet de la taille de grains sur la vitesse minimale de fluage de l'alliage d'aluminium 2048 (conditions de fluage : 150°C - 250 MPa)

G. LAPASSET, A. MOREL, H. OCTOR

Développement d'alliages à base de TiAl adaptés à la fonderie : rôle des chemins de solidification (contrat DSP/STTC)

La fonderie des aluminures de titane (TiAl) est considérée comme une voie viable pour la réalisation de pièces des turbomachines aéronautiques de la prochaine génération. Une des préoccupations dans cette démarche est de garantir une bonne qualité des pièces réalisées et d'assurer la reproductibilité de leurs caractéristiques mécaniques. Les études conduites à l'Onera afin de développer des alliages favorables à la fonderie nous ont permis de constater que le paramètre important est le chemin de solidification. Les différents alliages TiAl peuvent être classés en deux catégories : les alliages se solidifiant en phase hexagonale α et ceux se solidifiant en phase cubique centrée β .

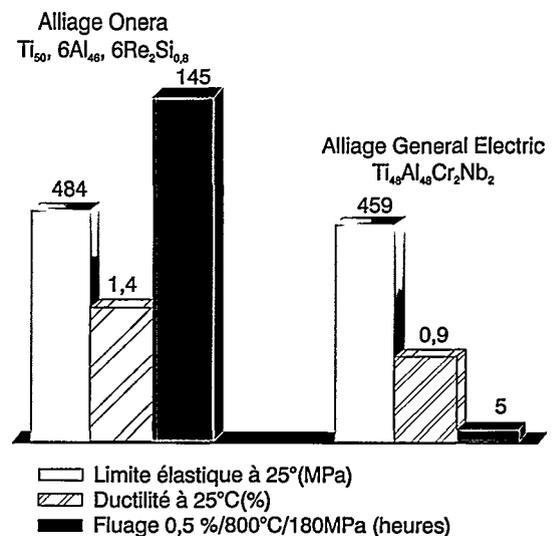
Dans le premier cas, les cristaux α solidifiés tendent à former des grains colonnaires suivant le gradient thermique et le caractère colonnaire est extrêmement prononcé à cause de la croissance préférentielle des cristaux parallèlement à l'axe c qui est unique dans la phase hexagonale. De plus, toutes les lamelles γ , qui précipitent ultérieurement dans chaque grain colonnaire pour former la structure dite lamellaire, sont orientées perpendiculairement à l'axe c, du fait de la relation d'orientation associée au mécanisme de transformation impliqué. Les produits coulés sont ainsi sujets à présenter divers défauts tels que des porosités formées dans la zone intercolonnaire ainsi qu'une forte anisotropie des produits, qui risquent d'être nuisibles sur le plan de leurs performances mécaniques. La plupart des alliages précédemment mis au point tels que la nuance américaine GE, appartient à cette catégorie. Si ces alliages sont utilisés pour la fonderie, il est nécessaire de recourir à divers moyens technologiques afin de réduire le caractère colonnaire de la solidification.

Dans le deuxième cas, le caractère colonnaire est moins prononcé, bien que l'axe $\langle 100 \rangle$ de la phase β reste la direction préférentielle de la croissance cristalline pendant la solidification. Cependant, lors du refroidissement ultérieur, les cristaux β se transforment en α . Cette transformation, qui se produit suivant la relation d'orientation dite de Burgers, conduit théoriquement à la formation de douze variants α . Lorsque le refroidissement se poursuit, la phase γ précipite sous forme lamellaire dans chaque variant α . La microstructure résultante est caractérisée par la présence de nombreuses colonies (variants d'orientation) à l'intérieur de chaque grain β initial. Chacune de ces colonies est constituée de nombreuses plaquettes α . Chaque plaquette présente enfin la structure lamellaire $\gamma + \alpha_2$. Une telle séquence de transformation se traduit par une minimisation des difficultés rencontrées dans les alliages se solidifiant en α avec la réduction de la fréquence des défauts de solidification et une texture moins prononcée.

L'optimisation définitive des nuances se fait actuellement au niveau des propriétés mécaniques, et il est d'ores et déjà établi que certaines nuances présentent de très bonnes performances au fluage associées à une ductilité à l'ambiante acceptable figure 1.

S. NAKA, C. SANCHEZ, M. THOMAS

Fig.1- Comparaison des propriétés mécaniques entre un des alliages Onera et l'alliage américain GE



Détection de fissuration débouchante dans des structures métalliques à l'aide d'une caméra photothermique (contrat Framatome)

Une collaboration entre la société Framatome et l'Onera, entreprise en 1994, a permis de développer un montage prototype de caméra photothermique capable d'imager des fissures débouchantes dans des pièces de chaudronnerie nucléaire. Jusqu'ici, ce type de défaut était détecté classiquement par ressuage. Le schéma de principe d'un tel appareil, sur lequel l'Office travaille depuis 1990, pour des applications aussi variées que des mesures d'épaisseur de revêtement ou de répartition de coefficient de transfert convectif [1], est donné sur la figure 1. Le signal du détecteur infrarouge, utilisé pour construire l'image de la pièce observée, est relié à l'échauffement local causé par le dépôt d'énergie du laser. Il est, dans le cas présent, perturbé par la présence de la fissure débouchante. L'originalité du travail, objet d'un dépôt de brevet commun aux deux organismes [2], repose sur une procédure de normalisation du signal qui élimine l'influence de la variabilité des propriétés optiques de la surface de la pièce, permettant ainsi une lecture de la «signature» thermique de la fissure, même sur une pièce non préparée présentant de l'oxydation, des rugosité ou des rayures [3]. Dans ces conditions, les performances de la méthode sont au moins aussi bonnes que celles du ressuage (figure 2).

La coopération se poursuit actuellement par la construction d'un démonstrateur industriel, en cours de montage au centre Framatome de Saint-Marcel. Equipé d'un laser continu puissant, d'une mosaïque de détecteurs et d'une optique cylindrique, le nouveau système permettra une inspection avec une résolution spatiale améliorée et une productivité nettement plus grande (typiquement 1 m²/h).

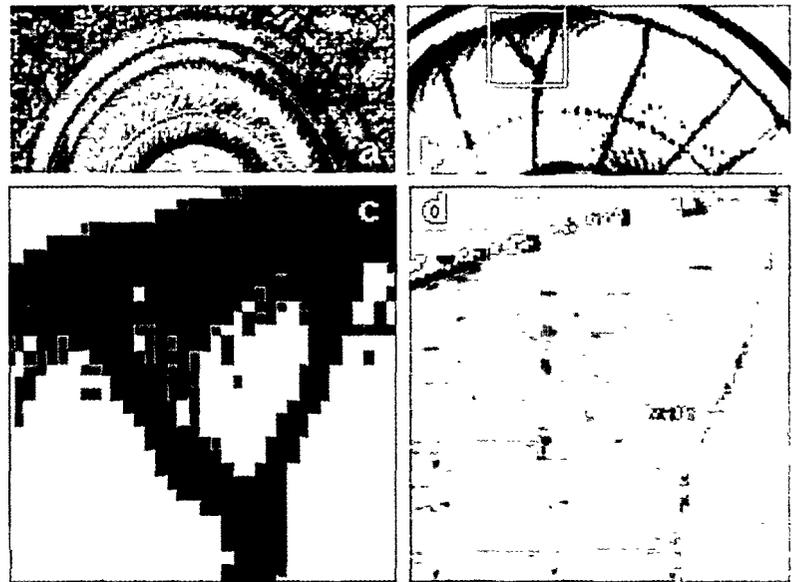


Fig. 2 - Inspection d'une pièce en acier noir rechargé par un dépôt plasma de fonte au chrome. Recherche de fissures du revêtement de 1 à 15 µm d'ouverture :
a) photographie de la pièce
b) idem après ressuage
c) idem, détail correspondant à la zone encadrée de la figure b, contenant une fissure
d) image photothermique de la même zone

Ce démonstrateur devrait être opérationnel courant 1998. L'Onera pourra y effectuer, à la demande, des campagnes d'évaluation sur des structures aéronautiques.

J.-C. KRAPEZ, F. LEPOUTRE, D. BALAGEAS

RÉFÉRENCES :

- [1] C.GRUSS - *Caméra photothermique, étude théorique et réalisation pratique d'une caméra infrarouge active avec excitation laser*, Thèse de doctorat de l'Université de Poitiers, mémoire n° 669, 1993.
- [2] Demandes de brevet n° 97 02 620 et 622 du 5-3-97
- [3] L.LEGRANDJACQUES et al. - *Détection de fissuration débouchante à l'aide d'une caméra photothermique*, Actes du congrès COFREND sur les essais non destructifs - Nantes, 22-26 sept. 1997, p. 409-413

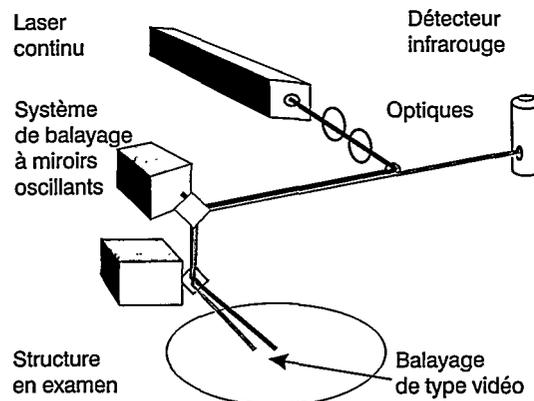
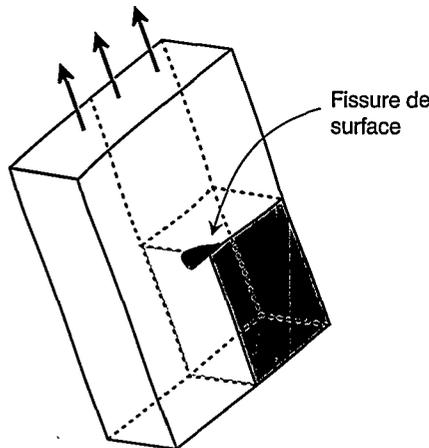


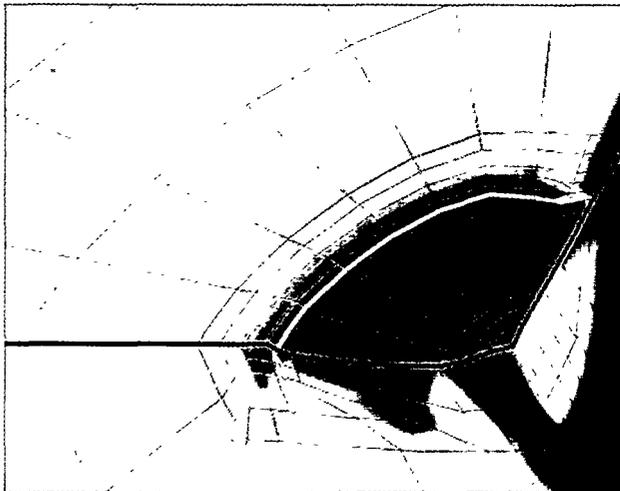
Fig. 1 - Schéma de principe de la caméra photothermique. L'écartement entre la tache d'excitation laser et la tache de visée du détecteur infrarouge, constant pendant l'examen, est réglable. Les deux taches décrivent l'ensemble de la surface suivant un balayage de type vidéo

Modélisation de la propagation des fissures de fatigue dans les pièces métalliques grenillées

Fig.1- Simulation de la propagation d'une fissure de surface dans un barreau sollicité en traction sous chargement périodique. La surface est grenillée avec des contraintes résiduelles sur une profondeur de $150\ \mu\text{m}$.
 a) schéma de la pièce
 b) $N=9\ 356$ cycles
 c) $N=24\ 157$ cycles



a)



b)



c)

Les traitements de surface par grenillage sont utilisés couramment pour améliorer la tenue des pièces à l'amorçage et leur durée de vie en fatigue, par l'introduction de contraintes résiduelles de compression, ceci est en particulier le cas dans les disques de turbine des matériels Snecma.

La recherche confiée à l'Onera par Snecma dans le cadre d'une thèse Cifre a conduit à l'élaboration d'une méthode de prévision de la propagation des fissures tridimensionnelles fonctionnant en trois étapes :

- l'introduction des contraintes résiduelles et des écrouissages initiaux associés (basés sur des mesures ou une analyse initiale);

- l'analyse inélastique des régions critiques de la pièce sous les charges cycliques de service, permettant de calculer les relaxations des contraintes résiduelles vers un état stabilisé. Cette étape a nécessité l'emploi et la détermination de nouveaux modèles de comportement cyclique élaborés à l'Onera (multi-cinématique à seuils) et montre une relative invariance vis-à-vis des approximations faites dans la première étape. On notera que les modèles peuvent décrire correctement aussi bien les situations de plasticité confinée (à la couche de surface), avec peu de relaxation que celles où la plasticité cyclique est plus globale, avec une relaxation plus importante mais limitée;

- une prévision de la propagation des fissures, effectuée dans le cadre de la mécanique de la rupture, a été menée à bien. Le modèle développé couple un code d'éléments finis, un post-traitement pour le calcul du facteur d'intensité des contraintes le long du front de fissure (plusieurs techniques ont été programmées et comparées), des modèles de propagation de fissure (dont le modèle Onera, reconnu par ailleurs) et une technique de remaillage automatique.

L'outil de calcul ainsi développé a été validé sur un certain nombre de configurations, avec ou sans grenillage, et pour des chargements appliqués périodiques ou complexes (avec spectres de charge simplifiés). La figure 1 montre un exemple de barreau sollicité en traction, contenant une fissure se propageant à partir de la surface avec un fort grenillage initial. On note le ralentissement de la propagation dû au grenillage, en particulier au voisinage de la surface libre.

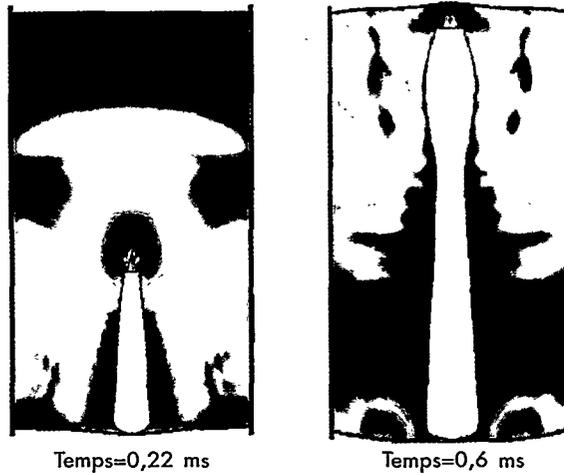
Coup de bélier hydraulique dans un réservoir d'avion

L'objectif des travaux présentés vise à évaluer la capacité à prédire et donc à comparer, au travers de simulations par éléments finis, l'endommagement de voilures d'avions sujettes à un coup de bélier hydraulique. Le problème posé requiert une approche couplée fluide/structures : un projectile pénétrant dans un réservoir est soumis à un ensemble complexe de forces hydrodynamiques qui donnent lieu à des échanges énergétiques entre le projectile et le fluide contenu dans le réservoir, plus ou moins intenses selon la configuration initiale d'impact. Au niveau du chargement en paroi de sortie, on observe la superposition d'efforts structuraux (chargement aérodynamique), de pressions internes (coup de bélier) et éventuellement d'un impact. La criticité de l'endommagement de la paroi de sortie, liée à la combinaison des trois phénomènes, dépend de la configuration initiale de tir.

Au travers de simulations par éléments finis, l'unité RCS du département MSE de Lille a proposé d'évaluer une méthode permettant de déterminer les configurations critiques et de mieux prédire leurs conséquences sur la structure. Dans le cadre d'une étude menée en coopération avec le Centre d'Essais de Gramat (CEG) et Aerospatiale, l'Onera-Lille a à charge de définir les paramètres de tir devant permettre, lors d'une campagne d'essais ultérieure sur structures réelles, de différencier la tenue de structures métalliques et composites aux coups de bélier hydrauliques.

Durant la première phase de l'étude, l'Onera-Lille a développé, paramétré et validé une méthode de modélisation par éléments finis du champ des pressions dynamiques généré dans le fluide lors du retournement du projectile. Les travaux se sont appuyés sur des essais en cuves, menés au CEG. Pour cela, un premier modèle éléments finis 3D du projectile - plongé dans un champ de pression paramétrique - est utilisé afin de reconstruire, à partir de quelques points de mesure expérimentaux, une cinématique de retournement complète du projectile. Les paramètres du champ de pression sont optimisés par méthode inverse en minimisant l'écart entre les points de mesure et la simulation. Le modèle obtenu dépend explicitement de paramètres d'impact tels que la vitesse du projectile après traversée de la paroi d'entrée ou son obliquité initiale. Il permet l'extrapolation des simulations dans l'intervalle des obliquités extrêmes expérimentées : de 0° à 30°.

Les cinématiques obtenues sont ensuite utilisées pour déterminer les caractéristiques d'un second modèle de projectile équivalent. En effet, le coefficient d'amortissement du projectile le long de sa trajectoire $b = -g/V^2$ est relié au coefficient de traînée de forme C_d et à la surface projetée du projectile A_0 dans le plan



normal à sa vitesse instantanée : $C_d A_0 = -2m b/r$, où r est la masse volumique du fluide et m la masse du projectile. La cinématique (V, g) du projectile issue du modèle 3D permet d'obtenir les valeurs $b(t)$, et d'en déduire, pour une forme géométrique simple, la grandeur équivalente $C_d(t)A_0(t)$. Pour un projectile conique et à longueur de cône fixée, les valeurs de C_d et A_0 ne sont liées qu'à l'angle d'ouverture du cône $e(t)$. Son évolution est déterminée en résolvant l'équation $C_d A_0 = -2m b/r$ à l'aide d'un solveur numérique, ou $C_d(e)$ est approximée par une fonction polynomiale déduite d'abaques connues pour le cône.

Une simulation axisymétrique figure 1 permet alors, avec un coût de calcul raisonnable, d'étudier le champ de pression développé par ce projectile équivalent dans le fluide et d'observer le chargement induit sur la paroi de sortie. La modélisation du fluide a pu être validée grâce au bon accord entre l'évolution de la vitesse du projectile équivalent (à vitesse initiale donnée et à évolution du profil fixée) et la cinématique de référence ayant servi à la définition du modèle figure 2. Le modèle est ensuite paramétré par la longueur de cuve et la cinématique de retournement. Différents critères sont alors utilisés pour caractériser la qualité "critique" ou "discriminante" du chargement en fonction de ces paramètres. A l'instant de l'impact, sont étudiés par exemple la distribution de la pression, le taux de cisaillement dans l'épaisseur de la paroi de sortie pour les composites ou le taux de déformation plastique pour les métalliques, l'énergie élastique cumulée, etc. En conclusion, la méthode numérique proposée a permis, à partir d'une campagne expérimentale nécessairement restreinte en raison de la difficulté de mise en œuvre (recours aux rayons X, encombrement ne permettant que la mesure de deux à trois points le long de la trajectoire, incertitudes de mesure, etc) de reconstituer un modèle de projectile équivalent et d'étudier les effets de couplage entre le champ de pression dynamique généré par ce projectile et le niveau de chargement dans la paroi de sortie au moment de l'impact. Ces résultats devraient dans la suite du programme être appliqués à la modélisation d'essais sur caissons de voilures réels afin d'étudier et d'améliorer cette fois les modèles d'endommagement des matériaux considérés.

E. DELETOMBE, B. MALHERBE

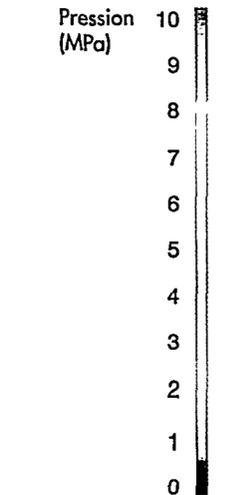


Fig. 1 - Modèle axisymétrique équivalent

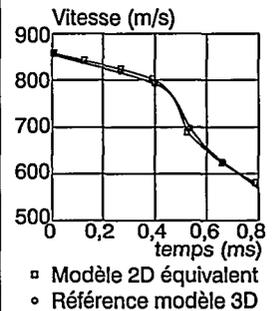


Fig.2- Comparaison des vitesses de projectile

Simulation numérique de la propagation du délaminage dans les plaques composites sous chargement monotone

Les structures aéronautiques intègrent de plus en plus de sous-ensembles en matériaux composites stratifiés. Ces matériaux sont sensibles aux chocs qui occasionnent des délaminages dont l'éventuelle propagation affaiblit la structure et peut conduire à sa ruine. Il apparaît donc essentiel de disposer d'outils de simulation numérique de la propagation pour les analyses de tolérance aux dommages. Le travail que nous présentons est une première étape. Il a été réalisé dans le cadre du Garteur/AG16 «Damage Propagation in Composite Structural Element».

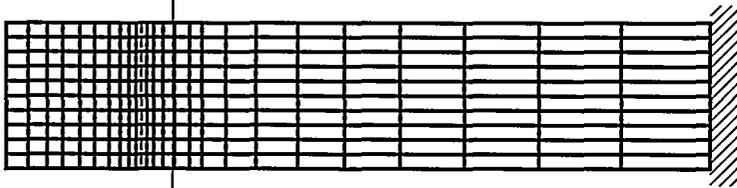


Fig.1- Maillage éléments finis à la position initiale du front (en rouge)

La méthode a été développée dans le cadre de l'élasticité linéaire en petits déplacements, pour des plaques composites stratifiées soumises à un chargement monotone dont la vitesse de chargement est petite devant la vitesse de propagation du délaminage. Elle utilise les outils de la mécanique linéaire de la rupture et consiste à minimiser l'énergie totale E de la plaque, somme de l'énergie mécanique J et de l'énergie de rupture D , par rapport à un déplacement du front décrit par un champ de vecteurs plans θ . L'énergie de rupture D est supposée proportionnelle à l'aire délaminiée, le coefficient de proportionnalité étant le taux de restitution de l'énergie critique G_c (critère de type Griffith). La caractérisation du minimum conduit à un problème non-linéaire dont l'inconnue est le déplacement du front. Il est résolu à l'aide de la méthode de Newton, ce qui nécessite d'une part le calcul des dérivées première et seconde de E par rapport à θ et, d'autre part, de déplacer le maillage éléments finis avec le front à chaque itération. La dérivée seconde permet aussi d'étudier la stabilité de la propagation.

Fig.2 - Longueur de délaminage en fonction du déplacement normal appliqué

Fig.3 - Position du front à l'équilibre aux différentes valeurs du déplacement normal appliqué

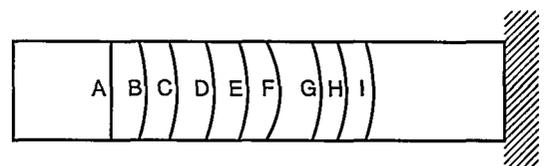
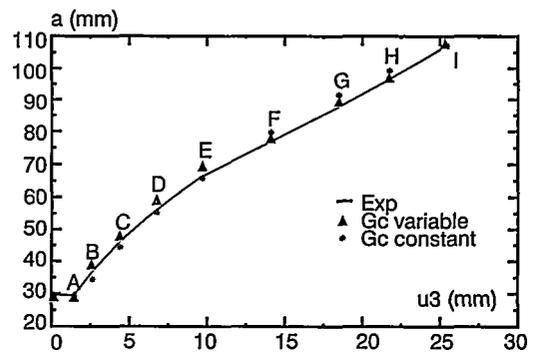
u_3	A	B	C	D	E	F	G	H	I
0.	30.	38.4	47.5	58.6	69	77.5	91.1	99	107.3
6.	30.	40.25	49.55	60.73	71.24	79.8	93.3	101.3	109.7
12.	30.	40.65	50.	61.26	71.8	80.4	94.1	102	110.4
18.	30.	40.65	50.	61.26	71.8	80.4	94.1	102	110.4
24.	30.	40.25	49.55	60.73	71.24	79.8	93.3	101.3	109.7
30.	30.	38.4	47.5	58.6	69	77.5	91.1	99	107.3

La méthode a été appliquée à la simulation de la propagation d'un délaminage initialisé au plan moyen d'une éprouvette DCB

$[-45^\circ/0^\circ/(45^\circ)_2/0^\circ/-45^\circ/45^\circ/0^\circ/(-45^\circ)_2/0^\circ/45^\circ]$,

contrôlée en déplacements. Cette éprouvette a été étudiée expérimentalement par Robinson et Song [1] qui ont mesuré la longueur de délaminage pour différentes valeurs de l'ouverture. La figure 1 montre le maillage utilisé à la position initiale du front, tandis que la figure 2 compare les valeurs numériques et expérimentales de la longueur de délaminage en fonction du déplacement normal appliqué en bout d'éprouvette. L'expérience ayant montré une grande variation du taux de restitution de l'énergie critique G_c en fonction de la longueur de délaminage, deux types de calcul ont été effectués : avec G_c variable et avec une valeur moyenne donnée par les auteurs. On obtient, d'une part, une bonne corrélation entre les valeurs calculées et valeurs mesurées et, d'autre part, que la position du front est un peu sensible aux variations de G_c . La figure 3 montre la position du front à l'équilibre aux différentes valeurs du déplacement normal imposé; elle met en évidence l'augmentation de la courbure du front en début de propagation.

L'algorithme est en cours de généralisation au cas des grands déplacements et une mise en œuvre pour les chargements de fatigue à l'étude.



Y. OUSSET

RÉFÉRENCE :

[1] P. ROBINSON, D.Q. SONG - A modified DCB specimen for mode I testing of multidirectional laminates, Journal of Composite Materials, 26, 1992, p. 1554-1577.

Composite céramique «tout oxyde» pour chambre de combustion

La réduction des émissions (NO_x, CO...) des turbines aéronautiques sera un enjeu majeur de la prochaine décennie afin de respecter les nouvelles normes sur l'environnement. Pratiquement, il faudra limiter, voire supprimer l'injection d'air au travers des parois des chambres de combustion. En effet, la maîtrise du rapport kérosène/air et l'homogénéité de la température du foyer conditionnent directement la quantité des émissions. Cependant, cet air est aujourd'hui indispensable au refroidissement des parois métalliques fonctionnant à 850°C, voire 1050°C avec les barrières thermiques de prochaine génération. Les céramiques sont les seuls matériaux susceptibles de résister aux niveaux de température requis par l'élimination du système de refroidissement.

Afin de supporter les contraintes mécaniques induites par les cycles thermiques, seules des céramiques renforcées par des fibres longues sont envisageables. En effet, ces matériaux peuvent se déformer en dissipant l'énergie élastique par multi-fissuration. Ce comportement est conditionné par la présence d'une interphase généralement à base de carbone ou de nitrure de bore placée entre la fibre et la matrice. Plusieurs types de composites à matrice céramique sont ainsi envisagés par les industriels mais seuls des composites dont tous les constituants (i.e. fibre, matrice, interphase) seraient des oxydes peuvent naturellement survivre en ambiance oxydante pour des durées de plusieurs milliers d'heures à une température de l'ordre de 1400°C.

Dans la perspective de démontrer la faisabilité d'un tel composite, une collaboration européenne a été engagée entre l'Onera, Snecma, Rolls-Royce et Volvo Aero dans le cadre d'un contrat Brite-Euram. Des fibres d'alumine monocristallines de diamètre 140 µm (Saphikon, Etats-Unis) ont été utilisées pour renforcer une matrice à base d'alumine. L'objectif final pour les motoristes est de dimensionner une tuile en composite alumine/alumine et de la tester dans une chambre de combustion expérimentale. Pour sa part, l'Office a travaillé sur deux nouveaux concepts d'interphases inoxydables: l'interphase de zircon microporeuse et l'interphase fugitive. Ces deux interphases sont obtenues par le dépôt à la surface de la fibre d'une phase de carbone soit

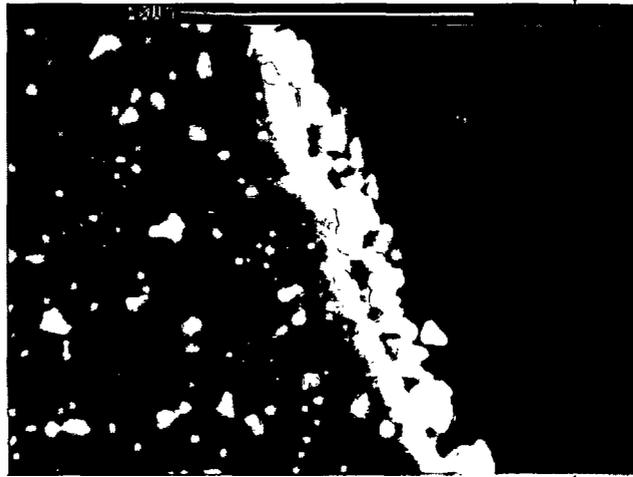


Fig. 1: Microstructure du composite au niveau de l'interphase de zircon poreuse (contraste clair=zircon, foncé=alumine)

mélangée à la phase de zircon soit placée entre la zircon et la fibre. Le carbone est ensuite éliminé par oxydation après l'élaboration du composite figure 1. Le dispositif de revêtement est couplé à un banc de bobinage qui permet de réaliser directement en ligne des plis pré-imprégnés de poudre d'alumine. Les composites sont ensuite densifiés par pressage à chaud ou compaction isostatique.

Les composites unidirectionnels ainsi élaborés ont le comportement dissipatif souhaité figure 2. Ce caractère non-fragile est conservé après vieillissement sous air à 1400°C pendant 1000 heures ce qui représente une avancée significative dans le domaine. Ces premiers résultats encourageants sont aujourd'hui étendus à des composites stratifiés [0/90]₈, élaborés sous forme de plaques de 200 x 180 mm pour réaliser une caractérisation mécanique plus complète et tester les premières tuiles.

Bien que l'élaboration du composite soit très économique, son industrialisation est limitée par la disponibilité et le coût de la fibre monocristalline. Toutefois, ce développement a prouvé aux motoristes le potentiel du concept «composite tout oxyde» et des solutions plus économiques sont déjà à l'étude.

O. SUDRE, M. PARIER

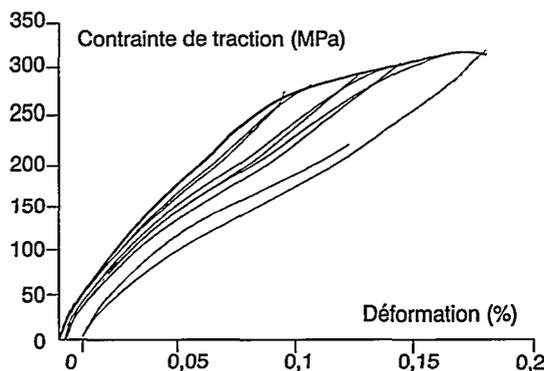


Fig. 2 - Courbe de traction avec cycles de décharge-recharge d'un composite à interphase de zircon poreuse

Mécanismes de décohésion interfaciale dans les composites SiC/Titane

Il est essentiel de connaître le comportement de l'interface fibre/matrice pour le dimensionnement des pièces en composite SiC/Titane destinées à être employées dans les parties tournantes des futures turbomachines. Les tests micromécaniques, comme le «push-out», ont été développés pour solliciter cette interface et ainsi comprendre les mécanismes intervenant lors de la décohésion.

Les essais de «push-out» réalisés sur un composite unidirectionnel SCS-6/Ti-6-2-4-2 révèlent des différences de comportement liées à la fraction volumique de renfort (V_f) dans le matériau. L'analyse des essais montre que dans le cas d'une fraction volumique faible de 30%, la décohésion débute à un faible niveau de charge, côté opposé à la face indentée, puis se propage progressivement sur toute l'épaisseur de l'échantillon. En revanche, pour une fraction volumique élevée de 70%, il n'est pas observé de fissuration avant le maximum de charge et la décohésion se produit brutalement sur toute l'interface.

Les simulations numériques par éléments finis de l'essai de «push-out» ont été menées sur une configuration géométrique

axisymétrique, représentant la fibre, la matrice, le milieu homogène équivalent (dont les propriétés mécaniques ont été déterminées par homogénéisation périodique) et la gaine de titane. Ces simulations ont permis de déterminer les contraintes d'origine thermique dans le composite consécutives à l'élaboration et d'analyser l'évolution des contraintes à l'interface fibre/matrice lors de l'essai de «push-out». La figure 1 représente la répartition de la contrainte de cisaillement, dans la fibre et la matrice, après l'élaboration et pendant l'essai de «push-out» pour un $V_f = 30\%$. La discontinuité du champ de contrainte est liée à l'endommagement de l'interface.

Les résultats montrent que l'essai de «push-out» est capable de fournir les informations nécessaires à l'identification des paramètres représentatifs du comportement en cisaillement de l'interface, en raison de l'importance du champ de contrainte de cisaillement et du fort frottement de la fibre par la matrice qui empêche tout endommagement radial. La loi d'interface, fondée sur les travaux de Tvergaard, qui a été introduite dans la simulation, permet de rendre compte des deux types de décohésion observés expérimentalement. Par ailleurs, une démarche analogue, s'appuyant sur des essais de traction dans le sens transverse, a permis d'identifier les paramètres représentatifs de la décohésion radiale de l'interface.

B. GUICHET, T. BRETHERAU, S. KRUCH, A. VASSEL

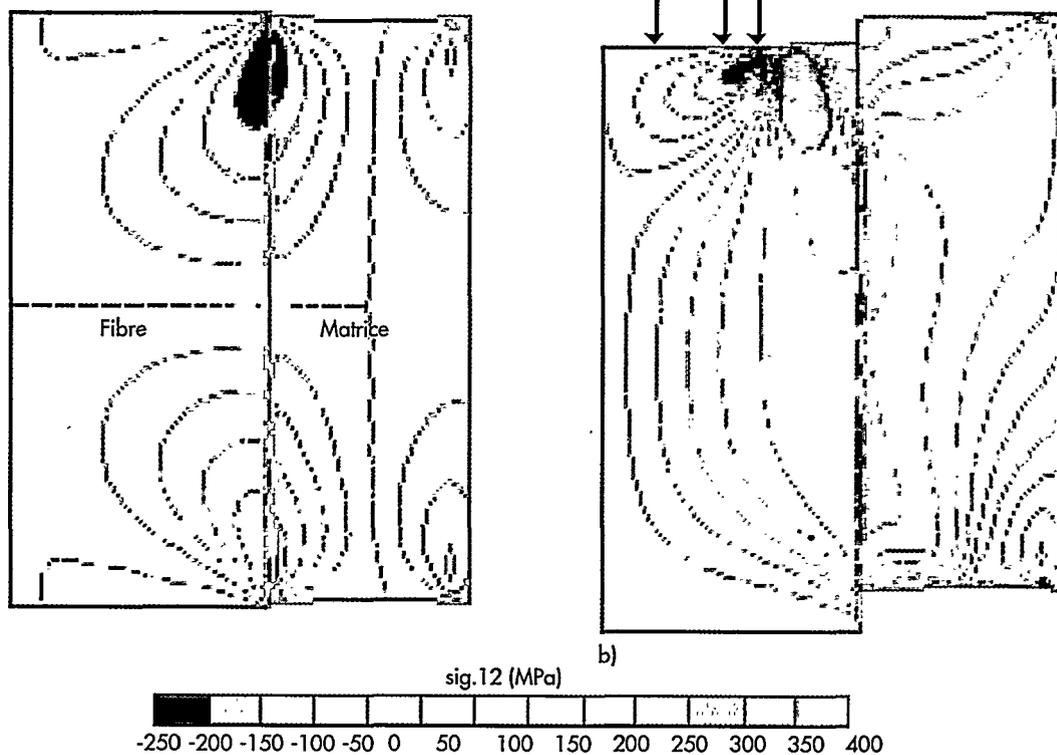


Fig.1- Isovaleurs de la contrainte de cisaillement, a) après élaboration, b) pendant l'essai

Evolution en température de la perméabilité radiofréquence des ferrites

Les matériaux ferrimagnétiques sont étudiés à l'Onera pour leur capacité à absorber les ondes électromagnétiques. Pour des fréquences inférieures à 3 GHz, ils sont utilisés sous forme de céramiques parfaitement densifiées ; aux fréquences supérieures, des particules dispersées dans une matrice non magnétique et isolante est une solution préférable. Dans tous les cas, la grandeur pertinente est la perméabilité magnétique pour laquelle on recherche une partie imaginaire ($\mu''(f)$) élevée assortie d'une décroissance en fréquence lente.

Jusqu'à présent, les ferrites ont été employés dans des applications à température proche de l'ambiante. Néanmoins, les températures de Curie sont généralement comprises entre 300 et 500°C et il semble raisonnable d'envisager l'exploitation des ferrites jusqu'à des températures avoisinant 300°C. Par ailleurs, dans tous les cas, il est nécessaire que les propriétés magnétiques restent stables vis-à-vis de petites variations de température.

La perméabilité est fonction de paramètres intrinsèques fixés par la composition chimique (aimantation à saturation $M_s(T)$ et constante d'anisotropie magnétocristalline $K_1(T)$) et de paramètres liés à la structure cristalline (taille des grains, distance entre défauts, ...). En hyperfréquence, $\mu''(f)$ ne prend des valeurs intéressantes que dans la zone affectée par la résonance gyromagnétique dont la fréquence est proportionnelle à K_1/M_s . Le problème se résume donc à obtenir au voisinage de la température d'application la valeur requise pour ce rapport, soit typiquement 10^{-2} à $10^{-1}T$.

Le comportement de l'aimantation à saturation ne pose pas de réelle difficulté, la courbe $M_s(T)$ est en effet aisément accessible expérimentalement. La détermination des constantes d'anisotropie est plus délicate. En effet, une mesure directe requiert des monocristaux qu'il serait illusoire d'essayer de synthétiser compte tenu de la complexité et du nombre de compositions étudiées.

Trois termes contribuent à l'anisotropie magnétocristalline. Le premier est lié aux interactions entre un ion porteur d'un moment magnétique et les ions oxygène voisins. Le second traduit l'anisotropie des couplages d'échange entre les ions magnétiques. Le troisième provient du champ magnétique dipolaire rayonné par tous les autres ions du cristal.

Les deux premières contributions sont difficiles à évaluer précisément. On montre toutefois qu'elles décroissent en température plus rapidement que M_s . La troisième est en revanche accessible au calcul : elle est proportionnelle à M_s^2 et nulle pour les cristaux à symétrie cubique.

Au niveau expérimental nous disposons de deux sources d'informations : l'évolution en température de la susceptibilité statique et la mesure de l'absorption en bande X à différentes températures.

La susceptibilité statique, grossièrement proportionnelle à M_s^2 , fournit une information qualitative. On observe par exemple, que dans un matériau à symétrie cubique l'anisotropie devient très faible à température élevée tandis que dans le cas d'une symétrie hexagonale, elle conserve une intensité notable dont l'origine est vraisemblablement le terme dipolaire évoqué précédemment.

Les mesures hyperfréquences en température fournissent une information plus quantitative. La figure 1 montre par exemple, que certains hexaferrites conservent une anisotropie suffisante à 300°C pour une absorption significative en bande X.

Ces premiers résultats et l'analyse théorique indiquent qu'il faut privilégier les ferrites à symétrie hexagonale dans des conditions où l'anisotropie est dominée par le terme dipolaire. Mais sera-t-on encore capable d'ajuster K_1/M_s à la valeur désirée ?

Des élaborations et des caractérisations sont engagées pour répondre à cette question. A terme, elles nous permettront de définir les compositions les plus aptes à fonctionner à une température donnée.

F. BOUST, E. FLAVIN

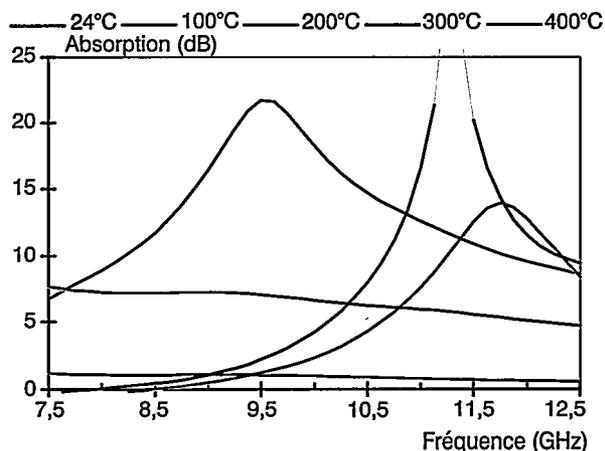


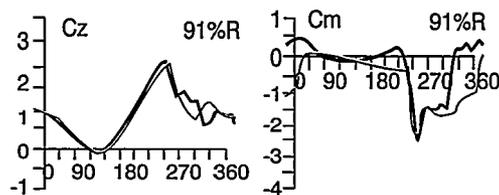
Fig.1 - Evolution en température de l'absorption d'une couche d'hexaferrite placée devant un plan métallique

Validation des prévisions des charges sur rotor d'hélicoptère

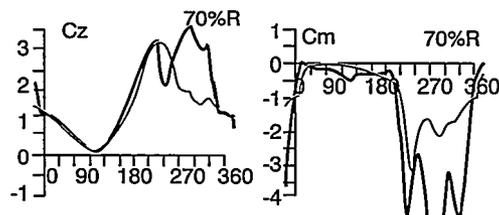
La prévision du comportement d'un rotor d'hélicoptère est particulièrement complexe puisqu'elle doit prendre en compte la mécanique d'un rotor équipé de pales souples en rotation ainsi qu'une aérodynamique très instationnaire (fortes variations de Mach et d'incidence) et non linéaire avec incursions dans le domaine transsonique et le domaine décroché. Les rotors sont étudiés à l'Office au moyen du code Rotor de calcul aéroélastique et du modèle de décrochage instationnaire Onera. Les prévisions de ces modèles ont été comparées ici à des mesures très fines et très complètes effectuées à la soufflerie de S1 Modane sur un rotor de 4,2m de diamètre.

Les résultats obtenus sur un cas de vol très chargé (équivalent à un facteur de charge de 2 environ) ont montré que l'équilibre du rotor était bien retrouvé. Elles ont également mis en évidence les 4 points par lesquels les modélisations forcément simplifiées péchaient. Les abscisses représentent l'azimut de la pale, 0° représentant la pale arrière et 90° la pale avançante. Les prévisions en portance et en moment sont bonnes sur les sections où le décrochage n'est pas trop fort (ici 0,91R).

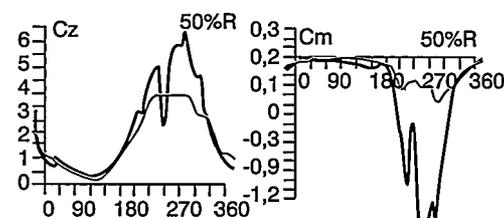
D. PETOT, M. RAPIN



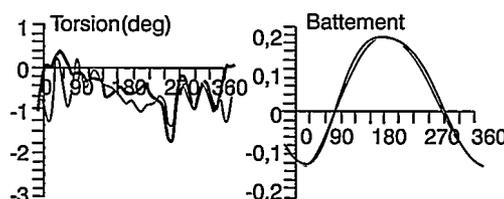
(1) - A 70% du rayon, la zone décrochée est large et on constate un pic secondaire de Cz accompagné d'un moment dans la zone décrochée (azimut 300°). Ce phénomène doit être induit par la rotation du rotor.



(2) - Les très forts Cz en pale reculante sont retrouvés. Le modèle en moment ne prévoit pas les très forts moments négatifs à 220° (capital car le Mach est fort!) et 270° (faible Mach). Il faut l'étendre aux conditions de fonctionnement de cette section.



(3) - La torsion est trop négative à 0° et 180°, à cause d'un effet de flèche cabreur non restitué.



(4) - Le pic de torsion négative due au décrochage n'est pas assez fort à cause du point (2). Un très bon équilibre global du rotor a été obtenu, au vu de la prévision de battement.

— Expérience Modane
 — Modèle Onera

Vibroacoustique expérimentale sur la structure Dovac

Une collaboration franco-britannique nommée DOVAC (Dera Onera Vibro Acoustic Collaboration) qui fait l'objet d'un groupe Afarp a démarré au printemps 96 pour une durée fixée à 18 mois. Cette collaboration porte sur les méthodologies SEA (Statistical Energy Analysis), tant sous l'aspect modélisation et prévision par calcul que sous l'aspect expérimental, ces deux aspects présentant des spécificités fortes liées à l'utilisation de la méthode SEA; en effet cette méthode procède par bilans de puissance introduite et transmise, d'énergies de sous-systèmes mécaniques et de cavités acoustiques couplés et opère par moyennes spatiales et fréquentielles.

Par ailleurs, les spécialistes de la Dera et de l'Onera, utilisent des approches différentes, l'une étant basée sur la propagation d'ondes et l'autre étant modale.

Il a été décidé de se livrer à une comparaison fine des résultats de prévision du comportement vibroacoustique d'une structure un peu complexe par les codes anglais et français d'une part, des résultats expérimentaux obtenus par les deux équipes sur la même structure d'autre part, les mesures permettant de valider les prévisions.

La structure d'étude retenue est présentée sur la figure 1. Elle est parallélépipédique et constituée de plaques minces d'aluminium vissées sur des cornières en aluminium qui forment des cadres forts. Des cloisons internes sont présentes pour délimiter plusieurs volumes intérieurs. Les dimensions de la structure Dovac sont 3,60m x 2m x 1,25m avec un poids total de 388kg. Au sens de la SEA, cette structure est constituée de 26 sous-systèmes mécaniques et de 5 cavités acoustiques. Les plaques sont partiellement revêtues de matériau viscoélastique adhésif (pièces bleues sur la photo) qui amène l'amortissement structural à environ 1,5%.

Pour les expérimentations, la structure est suspendue par des sandows. Des excitations aléatoires dans une bande de fréquences s'étendant de 100Hz à 10kHz de nature mécanique, puis acoustique, sont appliquées à une sélection de sous-systèmes, plaques ou cavités. On mesure alors l'ensemble de la réponse vibroacoustique à l'aide d'accéléromètres collés sur les plaques et de microphones accrochés dans les différents volumes. Les grandeurs physiques telles que puissance mécanique ou acoustique injectée dans la structure et énergie de chaque sous-système sont élaborées par moyennes réalisées sur les grandeurs mesurées (forces, accélérations, pressions

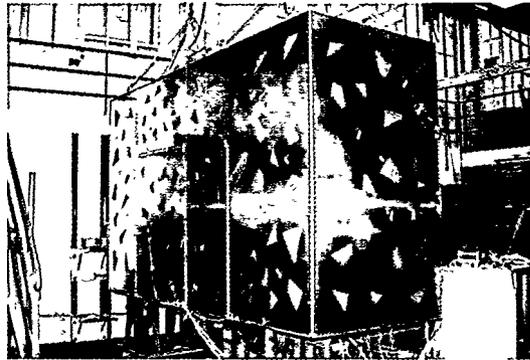


Fig.1- Structure Dovac

acoustiques). Des mesures du temps de réverbération (T_R) permettent de déterminer le facteur de dissipation acoustique qui peut être introduit comme paramètre dans les modélisations.

Par ailleurs d'autres expérimentations très fines et à caractère métrologique, menées sur des plaques simplement pliées ou assemblées par des cornières comme dans la structure Dovac, amorties ou non, ont servi à déterminer le facteur de perte par dissipation structurale d'une plaque, le facteur de perte par couplage entre deux plaques et d'estimer la densité modale. Ces résultats ont permis d'affiner les modélisations par le code Onera de SEA baptisé Pegase.

Les objectifs fixés pour cette première phase de la collaboration ont été parfaitement tenus. Une base de données expérimentales et de calculs a été constituée, on a comparé prévisions par calcul et résultats expérimentaux obtenus côté Dera et côté Onera. La figure 2 présente une comparaison mesures Onera (traits continus) et Dera (pointillés) pour les énergies des plaques entourant une des cavités, sous excitation acoustique dans une cavité voisine.

Une bonne relation, basée sur une confiance mutuelle, s'est instaurée entre les équipes française et anglaise, au point qu'une seconde phase de collaboration démarre en janvier 98 pour 24 mois avec des tâches réparties afin de prendre en compte les effets de courbure des plaques et la présence de matériau composite de type sandwich nida, sur la structure Dovac modifiée.

A. MORVAN

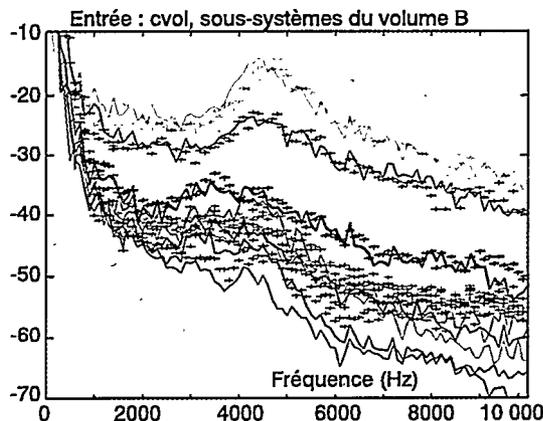


Fig.2- Comparaisons mesures Dera-Onera

- bfrt
- bbck
- btop
- bbot
- bcmd
- abmdd
- bvol
- bemd

Contrôle actif de micro-vibrations sur un treillis expérimental (contrat DME/Spoti)

Le banc SEPTRA (Structure Expérimentale Pour TReillis Actif), réalisé conjointement par Matra Marconi Space et DDSS/CA est représentatif, du point de vue de son comportement mécanique, des treillis de satellites d'observation (photo). En fonctionnement sur orbite, ces satellites peuvent être le siège de micro-vibrations dont les effets se traduisent par une dégradation des performances de l'instrumentation fixée sur le treillis.

Les perturbateurs génèrent des forces dont le contenu fréquentiel très riche possède un spectre associant un bruit blanc avec un peigne de raies fixe ou glissant. La dynamique des instruments et de leurs supports impose une réduction des forces transmises dans la bande 20 à 200 Hertz pour assurer une bonne stabilité de leur lignes de visée.

Cette caractéristique de fréquence, associée aux très faibles niveaux de déplacement à contrôler, nous ont conduit à choisir des capteurs et actionneurs piézo-électriques colocalisés, intégrés aux barres du treillis, et une configuration de contrôle en boucle fermée.

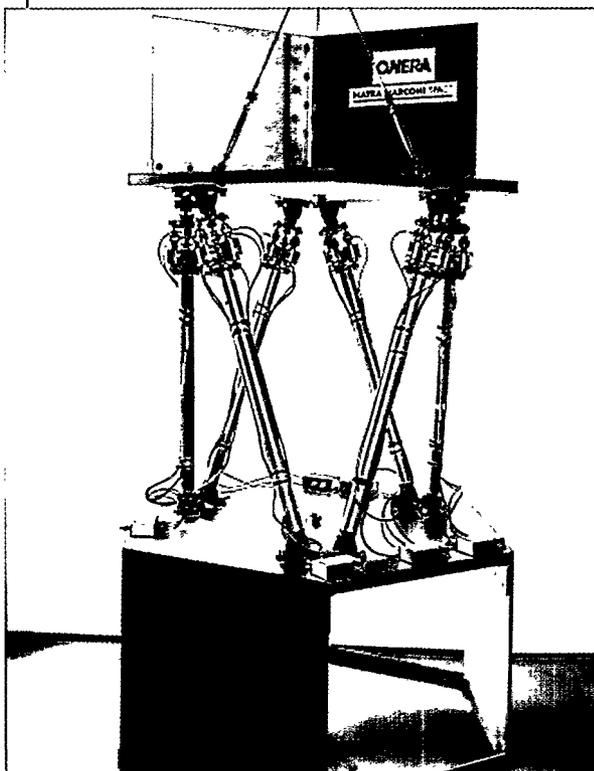
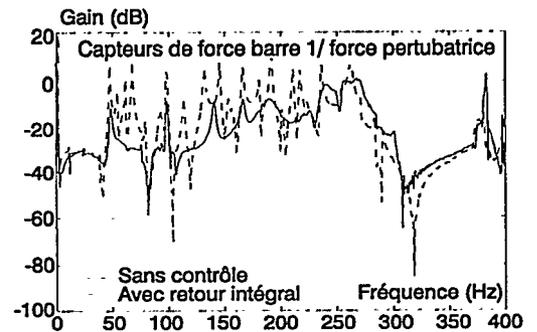


Fig.1-Gain obtenu

Différentes approches sont possibles pour élaborer les lois de contrôle. Dans la configuration de commande où l'on souhaite avoir une action longitudinale sur chaque barre, la technique fréquentielle PID, à savoir un retour intégral, donne rapidement de bons résultats. Celle-ci a été mise en œuvre sur les 6 barres du banc avec des commandes indépendantes pour chaque barre (contrôleur diagonal), permettant d'avoir des réductions moyennes de 20 dB de la force transmise (figure1).



En multi-entrées, multi-sorties, pour bénéficier d'une commande différentielle sur chaque barre et avoir des effets combinés en traction-compression et flexion, on ne peut faire l'économie de mettre en œuvre des méthodes de synthèse plus systématiques. Il s'agit, entre autres, des approches LQG, loop-shaping, μ -synthèse...

La méthodologie LQG nécessite un modèle identifié parfaitement représentatif de la dynamique du système. De ce fait elle n'a pu être appliquée à cette structure dont la densité modale élevée et la présence de zéros non-minimum de phase rendent illusoire une identification précise.

Une approche par loop-shaping avec synthèse H_x d'une part et H_2 avec découplage des effets de traction-compression et de flexion d'autre part a été appliquée sur 2 barres (2 contrôleurs à 3 entrées, 3 sorties). Un modèle identifié réduit qui prend en compte des incertitudes de représentation sur celui-ci, et intègre des caractéristiques de robustesse, a été utilisé pour ces cas.

Les résultats de ces différentes approches sont similaires, les atténuations obtenues sont du même ordre de grandeur et semblent indiquer qu'il existe une limite d'atténuation inhérente à la technique de commande en boucle fermée appliquée à cette structure particulière.

Enfin un contrôle hybride boucle fermée-boucle ouverte a permis de vérifier la compatibilité des lois de commande et la possibilité d'avoir une action supplémentaire à celle de la boucle fermée lorsque des excitations sinusoïdales se superposent au bruit large bande.

D. LEBIHAN, B. PETITJEAN

Optimisation aéroélastique d'une éolienne (contrat CCE)

Cette étude est menée dans le cadre d'un contrat européen Joule, en collaboration avec le département d'énergie éolienne du Laboratoire National de Riso (Danemark) et avec la société LM, fabricant danois de pales d'éoliennes. Elle a pour but d'améliorer le comportement aéroélastique d'une machine existante de type aval, bipale en balancier, réglée au décrochage. Il s'agit plus précisément de diminuer les moments de battement instationnaires en pied de pale et donc les efforts transmis à la tour, mais également les fluctuations du couple transmis à la génératrice. Ceci permettra d'allonger la durée de vie des pales en réduisant les sollicitations en fatigue mais aussi de simplifier la structure même de la machine.

Cette optimisation porte sur les caractéristiques de la liaison pale-moyeu : raideur et couplage battement-pas du balancier, introduction d'une nouvelle articulation en pied de pale (excentricité, raideur, couplage battement-torsion). Enfin on s'assurera de la stabilité de la nouvelle configuration de l'éolienne.

Les calculs ont été effectués à l'aide du code Rotor [1], logiciel de mise en équilibre d'un rotor d'hélicoptère développé à l'Onera et couplé à un optimiseur, Conmin [2]. Rotor a été adapté au calcul d'une éolienne avec prise en compte de la gravité sur les pales et d'un gradient de vent.

Dans un premier temps, l'éolienne a été modélisée et sa puissance calculée pour une large gamme de vitesses de vent. La figure 1 montre les bons recouvrements entre les calculs faits par Riso et l'Onera. Une étude paramétrique a ensuite permis de sélectionner les paramètres les plus influents. Ceux-ci ont alors été optimisés, la fonction objectif visant une réduction des moments instationnaires de battement et des composantes instationnaires du couple, avec divers facteurs de pondération

sur ces termes. La figure 2 montre l'évolution du moment instationnaire de battement en fonction de la vitesse du vent pour des optimisations à 12 m/s et différentes pondérations (le trait plein représente la configuration de départ). Plusieurs configurations optimisées ont ainsi été calculées et leur stabilité vérifiée. La suite de l'étude portera sur la réalisation d'un prototype et ses essais sur le site de Riso.

P. LECONTE

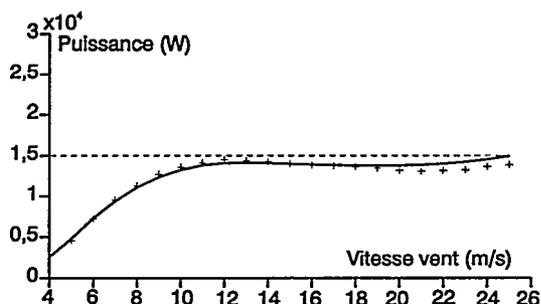


Fig.1 - Courbes de puissance (- Calculs Onera, + calculs Riso)

RÉFÉRENCES :

[1] : D. PETOT - *Le code Rotor : développement et maintenance*, RT 14/4371 RN 000R - 1997

[2] : G.N. VANDERPLAATS - *CONMIN - A Fortran Program for Constrained Function Minimization*, User's Manual NASA TM X 62282 - 1973

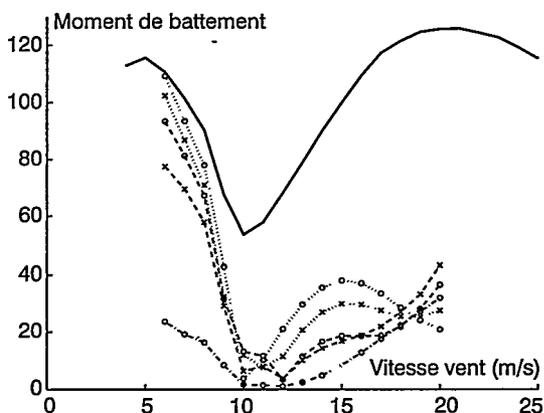


Fig. 2 - Moment instationnaire de battement en fonction de la vitesse du vent pour différentes optimisations à 12 m/s

Méthodes éléments finis pour l'aéroélasticité transsonique

Fig. 1- Déformation statique de l'aile Dyvas $M_x = 0,78$

Dans le cadre des recherches menées à la Direction des structures en aéroélasticité, l'Onera a initié en 1995 une collaboration avec la société Centric développant le code multiphysique Spectrum. Cette collaboration s'est traduite par une évaluation du code qui a démontré sa capacité à être utilisé comme plateforme de développement pour traiter les problèmes d'aéroélasticité non linéaire.

Le code est fondé sur une approche éléments finis à la fois pour les parties fluide et structure, avec une formulation ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian) permettant de prendre en compte le mouvement du maillage. Les équations d'Euler et de Navier-Stokes compressibles sont écrites sous forme conservative et transformées à l'aide de variables entropiques pour conduire à une forme symétrique du système. La déformation de maillage est obtenue en supposant que le domaine fluide est un matériau hyperélastique (type caoutchouc). Les équations de l'hyperélasticité sont résolues à chaque pas de temps pour déterminer le déplacement des nœuds du domaine.

Un problème d'interaction fluide structure tridimensionnelle sur une configuration de voiture (aile Dyvas) en écoulement transsonique non visqueux (modélisation Euler) a été traité.

Le maillage fluide réalisé avec IDEAS autour de la configuration non déformée de l'aile est constitué de 187186 éléments tétraédriques et 36 204 nœuds.

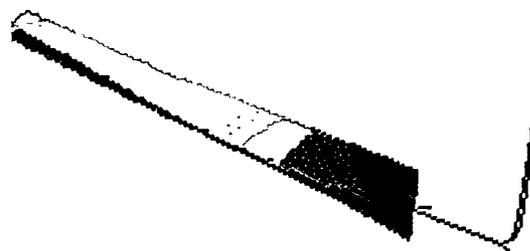
Le modèle structure de l'aile développé à partir d'un modèle structure arêtes de poisson fourni par Aerospatiale est constitué de 1900 éléments coque. Ce modèle est complété par un système de poutres et de masses concentrées modélisant le montage réel de l'aile dans la soufflerie. Le modèle structural a ensuite été recalé à partir des essais d'identification modale (fréquences et formes modales).

Les calculs d'interaction fluide-structure sont menés en deux phases :

- tout d'abord, un calcul statique à partir de la configuration non-déformée est effectué. La convergence du problème fluide-solide couplé conduit à une position d'équilibre figure 1.

Fig. 2 - Déplacement vertical du bout d'aile ($M_x = 0,78$, $P_{ix} = 0,9$ bar)

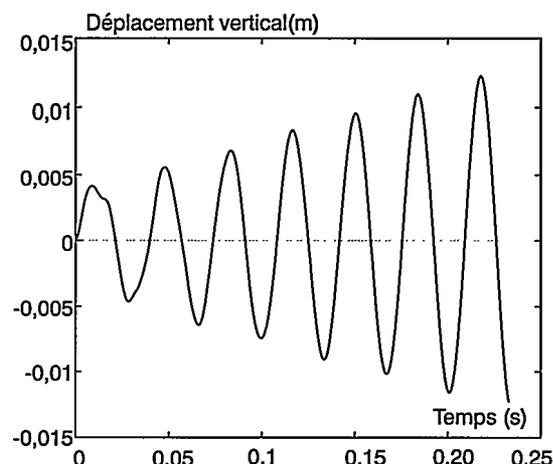
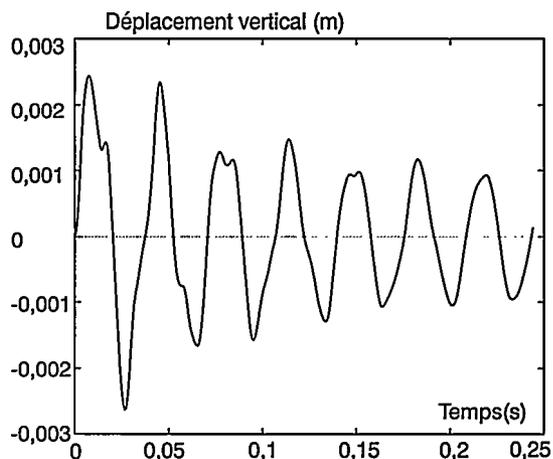
Fig. 3 - Déplacement vertical du bout d'aile ($M_x = 0,78$, $P_{ix} = 1,5$ bar)



Ensuite, partant de cette configuration, un calcul de stabilité est réalisé. Une force d'excitation est appliquée en bout d'aile pendant un temps de 4 ms et le système est laissé libre.

Deux cas tests correspondant à deux conditions d'écoulement à l'infini amont sont présentés : l'un conduit à une situation stable figure 2, l'autre conduit à une situation instable figure 3.

J.-P. GRISVAL, C. SAUVIGNET,
Z. JOHAN *



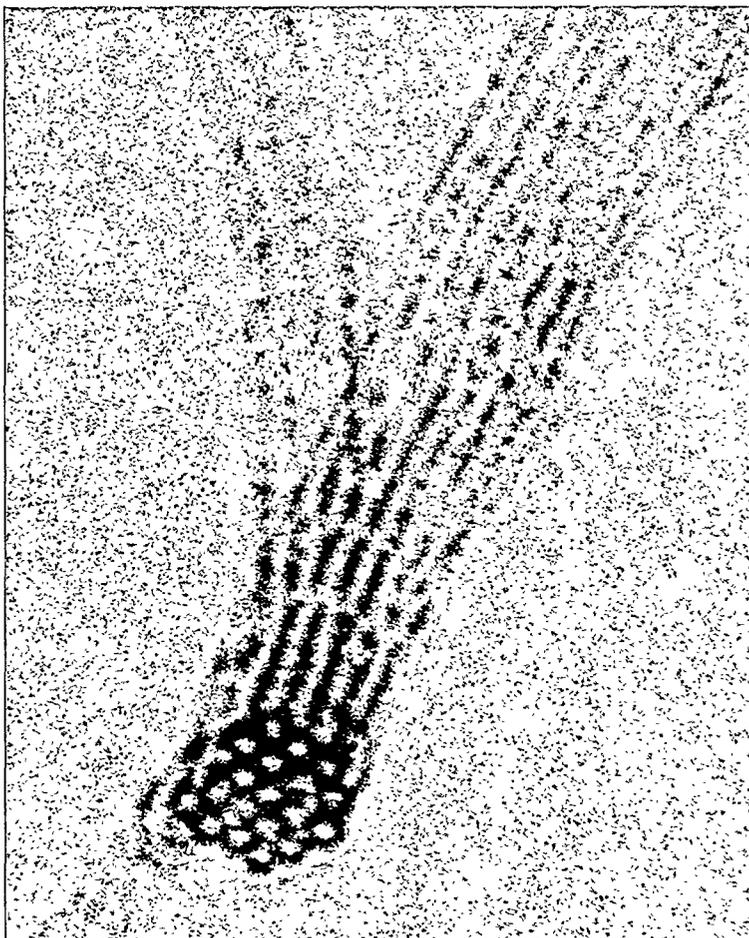
* (Centric Engineering Systems, Inc)

Faisceaux auto-organisés de nanotubes de carbone

Les nanotubes de carbone, découverts en 1991, sont des molécules cages dont le diamètre varie de un à quelques nm et dont la longueur peut excéder le micron. Plusieurs voies de synthèse ont été mises en œuvre et permettent leur obtention en quantités appréciables: arc électrique, laser, énergie solaire, catalyse. Les nanotubes ont tendance à s'emboîter les uns dans les autres tels des poupées russes de façon à constituer des tubules pouvant contenir jusqu'à une vingtaine de feuillets. Cependant lorsque la synthèse est effectuée en présence d'un catalyseur métallique à base de cobalt ou de nickel, les nanotubes ne s'emboîtent plus et restent monofeuillets.

En collaboration avec le CNRS à Montpellier qui a monté une chambre d'élaboration par arc électrique, une optimisation des conditions de synthèse et du catalyseur a permis d'obtenir des faisceaux auto-organisés de nanotubes monofeuillet en grande quantité. Ceux-ci sont constitués d'une vingtaine ou plus de tubes monofeuillets tous identiques c'est à dire de même diamètre et de même hélicité et organisés de façon à former un réseau périodique bidimensionnel comme le montre la figure 1 [1].

Ces faisceaux ont des propriétés très prometteuses. Par exemple l'hélicité des tubes est telle que les faisceaux ont un comportement métallique et représentent des conducteurs électriques unidimensionnels quasi-idéaux pour des applications en nanoélectronique. Par ailleurs leur module d'Young est très élevé si



bien que ces faisceaux pourraient être utilisés pour renforcer mécaniquement des matériaux composites.

A. LOISEAU

RÉFÉRENCE :

[1] C. JUNET, W. MASER, P. BERNIER, A. LOISEAU, M. LAMY DE LA CHAPPELLE, S. LEFRANT, P. DENIARD, R. LEE, J. FISCHER - *Nature* 388 (1997), p. 756-758.

Fig. 1 - Image de microscopie électronique haute résolution d'un faisceau de tubes monofeuillets. Le faisceau est courbé de façon à être observé dans une projection le long de son axe. On peut ainsi directement visualiser les tubes et leur arrangement. Avec les conditions de mise au point utilisées, les tubes sont visualisés par un cercle noir et leur centre par un point blanc très brillant. Les tubes ont un diamètre de 1,4 nm en moyenne et forment une structure de période 1,7nm (grandissement: 3 millions)

Simulation des anomalies de déformation plastique d'alliages Ni₃Al

Les monocristaux de Ni₃Al présentent une forte augmentation de limite élastique avec la température. Bien connue depuis longtemps, elle s'accompagne d'un fort taux de durcissement et d'une chute de sensibilité de limite élastique à la vitesse de déformation entre 200 et 800 K. Les origines de ces effets ne font pas l'objet d'explications convaincantes. Elles ont été examinées au moyen d'une simulation à l'échelle mésoscopique du comportement dynamique des dislocations sous charge. Les règles locales incorporées dans le code prennent en compte : (i) le glissement des dislocations dans un plan {111}, (ii) les conditions de blocage, sous forme de verrou de Kear-Wiltsdorf, et de leur déblocage ultérieur, (iii) la mobilité des crans dans le plan cubique {100}.

Les résultats des simulations ont permis de déterminer entre les différents modèles existants ceux conduisant aux propriétés microstructurales observées expérimentalement ainsi qu'aux propriétés plastiques macroscopiques atypiques :

- deux domaines de température doivent être distingués dans le domaine d'anomalie (figure). Aux basses températures, l'écoulement plastique est gouverné par la courbure sous contrainte des décrochements, qui est elle-même fonction de la longueur des décrochements. A haute température, l'écoulement est déterminé par le déblocage des verrous les plus fragiles de la microstructure;

- la forte valeur du taux de durcissement découle de la disparition des verrous les moins résistants;

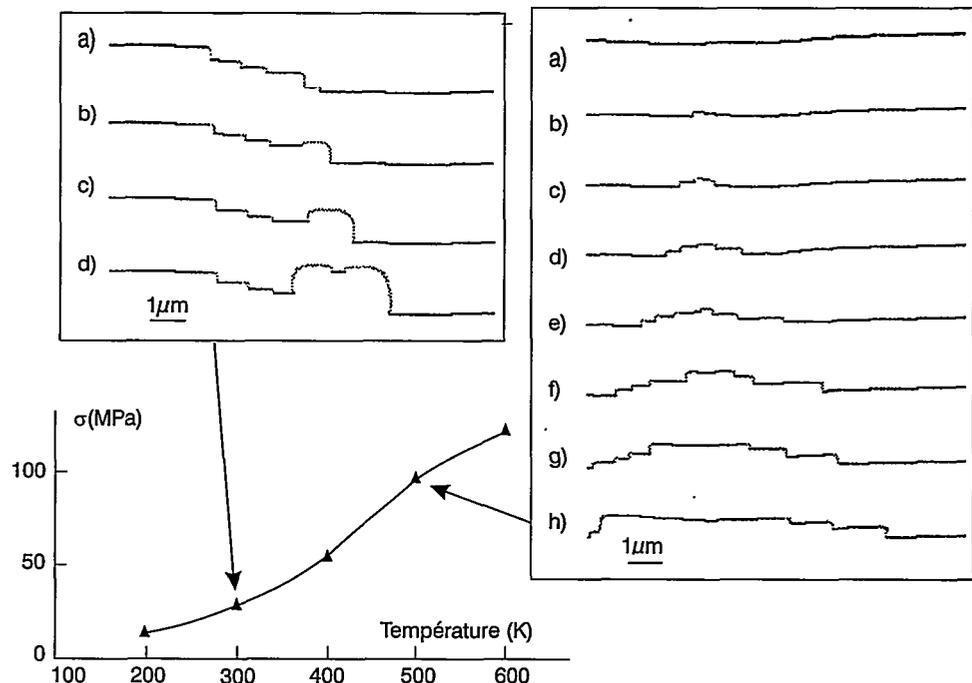
- la faible sensibilité de la contrainte à la vitesse de déformation s'explique par l'absence de lien entre les mécanismes produisant la déformation (la formation des verrous de Kear-Wiltsdorf) et celui gouvernant la limite élastique (le déblocage des verrous).

B. DEVINCRE, P. VEYSSIERE,
L. KUBIN, G. SAADA
LEM, CNRS-Onera

RÉFÉRENCE :

B. DEVINCRE, P. VEYSSIÈRE, L. KUBIN, G. SAADA - Phil. Mag A, 75, (1997), p. 1263-1286 .

Contrainte d'écoulement projetée calculée par la simulation en fonction de la température de déformation de Ni₃Al. Deux séquences d'évènements intervenant sur une ligne de dislocation sont présentées montrant à gauche en haut un mécanisme de basse température et à droite le régime de haute température. Le vecteur de Burgers des dislocations est horizontal; la ligne noire figure les segments verrouillés en configuration de verrous de Kear-Wiltsdorf tandis que les lignes grises représentent les parties mobiles



PHYsique

Dès sa création, l'Onera a vu la physique s'affirmer comme une discipline scientifique indispensable à l'exercice de ses métiers de base: aérodynamique, énergétique, matériaux.

La nécessité de prendre en compte les besoins nouveaux exprimés par les donneurs d'ordre industriels et institutionnels, du secteur civil comme de la Défense, l'émergence de technologies nouvelles, l'extension au spatial du champ de compétence de l'Office, sont les facteurs qui ont déterminé l'accroissement progressif du domaine de recherche relevant de cette discipline à l'Onera.

La diversité des thématiques abordées, des finalités poursuivies, est révélée par le titre même des départements qui composent aujourd'hui la branche Physique :

Électromagnétisme et radar;

Optique théorique et appliquée;

Mesures physiques;

Environnement spatial;

Elle est illustrée également par la nature des sujets qui ont été choisis pour décrire les faits marquants de leur activité en 1997.

Les articles présentés par le département Électromagnétisme et radar mettent en évidence l'effort de recherche amont qu'il mène pour fournir à la DGA et à l'industrie démonstrations de faisabilité et mise au point de concepts nouveaux.

Les exposés du département Optique théorique et appliquée illustrent une activité fortement orientée par la satisfaction de besoins exprimés à l'extérieur de l'Office, notamment par la Défense, avec cependant pour certains thèmes présentés (synthèse d'ouverture optique, imagerie haute résolution, observation satellitaire) des motivations nettement duales, civiles et militaires.

Au contraire, le département Mesures physiques met plus particulièrement l'accent sur des travaux visant à mettre à profit des méthodes et des moyens relevant de la physique pour progresser à l'Office dans les domaines de l'aérodynamique et de l'énergétique.

Enfin, l'article du département Environnement spatial met en relief des progrès récemment accomplis dans la simulation de l'environnement spatial et l'interprétation d'expériences au sol, thèmes d'activité au cœur de sa mission.

La description ainsi faite de l'activité de la branche Physique, bien que fragmentaire et limitée à la période récente, est cependant représentative de thématiques et d'orientations appelées à perdurer à moyen terme.



Daniel LEPINE
avec ses directeurs
de département.
De gauche à droite :
Manola ROMERO,
Patrick BERNARD,
Daniel LEPINE ,
Jean-Louis BOULAY
et René JAUN

Departement Environnement SPatial (DESP)

Activités marquantes

La mission d'évaluation et de prévention des effets de l'environnement spatial a été confirmée comme celle du nouveau département environnement spatial, constitué de trois unités : «Radiations et effets de charges», «Environnement spatial et électroniques» et «Environnement spatial et matériaux».

L'année 97 a comme dominantes l'aboutissement de projets pluriannuels d'équipements, la reprise des activités en particulier dans le domaine des matériaux, et diverses propositions d'expériences embarquées.

Radiations et effets de charges

En 1997, la modélisation dynamique de la magnétosphère a été améliorée sur les plans physique et informatique, et sur le recoupement avec des données de vol.

Le moyen Geodur d'étude des phénomènes de charges en présence de particules pénétrantes a été mis en place pour une étude ASE avec le Dera.

Les travaux pour le Cnes sur les plasmas ont permis de mieux préciser la nature et le seuil des décharges. L'interprétation s'appuie sur la modélisation des électrons de « blow-off » et permet de comprendre les transferts de charges d'une zone à l'autre d'un satellite.

Environnement spatial et électronique

Le fait majeur de l'année est l'implantation du testeur Schlumberger ITS. Le testeur VLSI aux rayonnements cosmiques Memtor a fait l'objet d'essais globaux. Un testeur sous pointes a été acquis avec une contribution de la Région Midi-Pyrénées pour la caractérisation de microtechnologies (matrices APS de Supaero).

L'expérience Exeq3 a été ramenée sur Terre, et Exeq4 a été livrée. L'expérience Spica en cours de développement avec le Cnes permettra de disposer d'une version adaptée aux satellites automatiques et mesurant également les flux.

Dans le domaine des effets singuliers, de nombreuses campagnes ont été effectuées. Pour les effets de doses cumulées, les travaux de qualification de composants particuliers ont été intenses. En recherche de base, l'équipe a publié quelques 14 communications dans des colloques, et une réflexion sur les « Components off the shelf » a été menée.

Environnement spatial et matériaux

Des essais à l'oxygène atomique ont été effectués sur un bouclier thermique pour microsatellites, ainsi que sur le bouclier anti-météorites de MDPS (avec UV et plasmas). Les données EOIM permettent de préciser l'environnement de la Navette, et de valider le modèle Silecs d'environnement proche également mis à profit pour l'évaluation de la contamination de satellites d'observation militaire.

En matière de micrométéorites et débris, l'expérience Euromir a été exploitée. Un ensemble d'expériences (plasmas, contamination, micrométéorites et débris, radiations) a été proposé en collaboration avec le Cnes et l'Estec pour être embarqué sur la Station Alpha.

Les activités «matériaux pour aérostats» ont porté sur les ballons stratosphériques, et sur les matériaux pour le projet Strateole. Le dispositif Samba d'étude de matériaux de peaux sous UV, ozone, froid, pression différentielle, a été développé. Enfin, l'expérience de Collecte Pyrolyse d'Aérosols ACP a pris son vol sur Cassini/Huygens : rendez-vous sur Titan en 2004...

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Manola ROMERO
Adjoint au directeur : Jacques BOURRIEU
Adjoint de gestion : Robert GELY
Chefs d'unité :
Radiation et effets de charge Jacques BOURRIEU
Environnement spatial/électronique Didier FALGUERE
Environnement spatial/matériaux Alain PAILLOUS
HDR : Jacques BERNARD, Daniel BOSCHER, Jean-Pierre DAVID
Manola ROMERO
Maîtres de Recherches : Jacques BERNARD,
Daniel BOSCHER, Jacques BOURRIEU

Effectifs

Le DESP regroupe un effectif d'une quarantaine de personnes dont 9 doctorants. Il est situé intégralement à Toulouse.

Travaux publiés en 1997

S. BOURDARIE, D. BOSCHER, T. BEUTIER - *Dynamic physical modelling of trapped particles for satellite survey*. Geophysical monograph 97 : Radiation Belts models and standards, p. 27 (1997)

T. BEUTIER, J.-A. SAUVAUD, D. BOSCHER, S. BOURDARIE - *Global imaging by energetic neutral particles*. Geophysical Monograph 97 : Radiation Belts models and standards, p. 281 (1997)

L. BERTHOUD, J.-C. MANDEVILLE - *Low-Earth-Orbit micrometeoroid and debris investigations*. Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 34, n° 1, p. 125 (1997)

J.-M. BOYER, J.-P. DAVID, Ph. MILLAN, V. LASSERRE - *Simulation de la dégradation à faibles débits de dose des circuits intégrés CMOS*. Revue de la Société des Electriciens et des Electroniciens (REE), Juillet 1997

C. INGUIMBERT, S. DUZELLIER, J. BOURRIEU, R. ECOFFET - *Simulation par la méthode de Monte-Carlo du taux d'upset induit par les protons*. Revue de la Société des Electriciens et des Electroniciens (REE), Juillet 1997

S. BOURDARIE, D. BOSCHER, T. BEUTIER, J.-A. SAUVAUD, M. BLANC - *Physical modeling of radiation belt response to geomagnetic storm : 1. on a 10 minute-10 hour time scale*. Advances in Space Research, Vol. 20, n° 3, p. 377-380, 1997

S. BOURDARIE, D. BOSCHER, T. BEUTIER, J.-A. SAUVAUD, M. BLANC - *Physical modeling of radiation belt response to geomagnetic storm : 2. on a 10 hour -10 day time scale*. Advances in Space Research, Vol. 20, n° 3, p. 381-384, 1997

D. BOSCHER, S.F. FUNG, L. TAN - *Spatial distributions of the inner radiation belt electrons: a comparison between observations and radial diffusion theory predictions*. Advances in Space Research, Vol. 20, n° 3, p. 369-372, 1997

M. RIVAL, J.-C. MANDEVILLE, C. DURIN - *Impact phenomena on brittle materials : analysis of lum to 1 mm impact failures on solar arrays*. Advances in Space Research, Vol. 20, n° 8, p. 1451-1456, 1997

J.-P. BIBRING et al, J.-C. MANDEVILLE et al - *The ESEF instrument : European facility for exposing active and passive particle detectors in low earth orbits*. Advances in Space Research, Vol. 20, n° 8, p. 1477 - 1480, 1997

L. BERTHOUD, J.-C. MANDEVILLE - *Material damage in space from microparticle impact*. Journal of Material Science

S. BOURDARIE, D. BOSCHER, T. BEUTIER, S. SAUVAUD, M. BLANC - *Electron and proton radiation belt dynamic simulations during storm periods. A new asymmetric convective-diffusive model*. Journal of Geophysical Research, Vol. 102, A8, p. 17,541 - 17,552, August 1997

M. ROMÉRO, G. HAMEURY - *Recherche pour améliorer la tenue des satellites en environnement spatial*. Nouvelle Revue d'Aéronautique et d'Astronautique, n° 4, 1997, p. 55

F. SAIGNÉ ET AL, J.-P. DAVID, R. ECOFFET - *Experimental determination of the frequency factor of thermal annealing processes in MOS structures*. Journal of Applied Physics, Vol. 82, n° 8, October 1997

G ISRAËL al, C. SABLÉ al - *The Aerosol Collector Pyrolyser (ACP) Experiment for Huygens*. European Space Agency - Special Publication n° 1177, décembre 1997

M. BALAT, P. PEZÉ, L. LEBRUN, J. SIFFRE - *Quantitative measurement of atomic oxygen density in a microwave generated air plasma by laser induced fluorescence*. High Temperature Material Processes 1 (1997), 97-107

L. BONORA, J.-P. DAVID - *An attempt to define conservative conditions for total dose evaluation of bipolar lcs*. IEEE Transactions on Nuclear Science Vol. 44, n° 6, p. 1974, december 1997

R. ECOFFET, S. DUZELLIER, D. FALGUÈRE, L. GUIBERT, C. INGUIMBERT - *Low LET cross-sections measurements using high energy carbon beam*. IEEE Transactions on Nuclear Science, Vo. 44, n° 6, p. 2230, december 1997

C. INGUIMBERT, S. DUZELLIER, J. BOURRIEAU, R. ECOFFET - *Proton upset rate simulation by a Monte-Carlo method : importance of the elastic scattering mechanism*. IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol. 44, n° 6, p. 2243, december 1997

S. DUZELLIER, D. FALGUÈRE, T. NUNS, L. GUIBERT, R. ECOFFET, M.-C. CALVET - *Low energy protons induced SEE effects in memories*. IEEE Transactions on Nuclear Science, Vol. 44, n° 6, p. 2306, december 1997

R. ECOFFET, S. DUZELLIER - *Estimation of latch-up sensitive thickness and critical energy using large inclination heavy ion beams*. IEEE Transactions on Nuclear Science, Vo. 44, n° 6, p. 2378, december 1997

Thèse soutenue en 1997

Muriel RIVAL - *Impacts hypervitesse de micrométéorites et débris orbitaux sur les satellites : formation d'éjecta et implications pour l'environnement*. Thèse de Doctorat de Supaero, le 28 novembre 1997.

Dépôts de brevets

E.N. N° 97.10476 du 19 Août 1997

Titre : PROCÉDE POUR MAJORER LES MIGRATIONS DE CHARGES : APPLICATION AUX DÉGRADATIONS PAR RADIATIONS IONISANTES DE COMPOSANTS PARTIELLEMENT OU TOTALEMENT BIPOLAIRES

Invention de : Jean-Pierre DAVID - Lionel BONORA

Résumé : Les composants électroniques embarqués sur satellite sont soumis à des radiations ionisantes susceptibles de les endommager ; afin d'améliorer leur fiabilité, des simulations par irradiation sont effectuées en laboratoire. L'invention proposée consiste à polariser le composant électronique à tester en le plaçant dans un champ électromagnétique haute tension, afin de drainer les charges créées par l'irradiation et donc augmenter sa dégradation.

Département ElectroMagnétisme et Radar (DEMR)

Activités marquantes

Dans les différents domaines d'application de l'électromagnétisme que sont le radar, la furtivité, la compatibilité électromagnétique, la guerre électronique et les télécommunications, les activités marquantes pour l'année 1997 sont les suivantes:

Radar sol:

Le radar Graves pour la surveillance de l'espace va rentrer en réalisation et la configuration du radar transhorizon Nostradamus vient être achevée par l'adjonction d'un troisième bras.

Une technique nouvelle de haute résolution angulaire (brevet Onera) a été expérimentée avec succès sur des signaux délivrés par Nostradamus.

Les expérimentations «Alerte Côtière» et Albatros ont fourni des données de mesure permettant de prévoir les performances de futurs radar HF transhorizon à ondes de surface.

Dans le domaine de l'identification de cibles aériennes non coopératives par radar, des mesures de signature à haute résolution ont été réalisées par la station polarimétrique Meric sur des avions d'arme en vol. Cette campagne a été réalisée dans le cadre de la participation française au groupe Otan RSG-12.

Radar aéroporté:

Un nouveau système de synthèse de fréquence large bande associé à des algorithmes de compensation de mouvements plus performants ont permis à la station d'imagerie SAR Ramses d'accéder à la classe de résolution submétrique.

En imagerie SAR, des résultats significatifs ont été obtenus en polarimétrie pour l'application à la reconnaissance des cibles et en interférométrie pour la restitution des altitudes.

Une expertise sur les différents concepts de radars pour avions d'arme a été menée pour le compte du SPAé.

Pour prédire les performances d'un ensemble antenne/radôme, un code de calcul a été développé et ses résultats comparés avec ceux de codes industriels et avec des mesures.

Furtivité:

Pour la mesure des cibles scintillantes une instrumentation spécialisée et des procédures d'analyses adaptées ont été mises en place et exploitées.

Grâce à la mise en œuvre du procédé de factorisation, des calculs de SER ont été effectués sur une manche à air, à des fréquences inaccessibles aux méthodes traditionnelles.

La faisabilité de la furtivité électromagnétique active d'une entrée d'air générique a été démontrée expérimentalement.

Compatibilité électromagnétique:

Les concepts de topologie électromagnétique appliqués à des structures 3D complexes comme celles des avions ont été validés dans les domaines temporels et fréquentiels.

Un code 3D résolvant les équations de Maxwell dans le domaine fréquentiel par une méthode aux volumes finis a été mis au point.

Le logiciel Cripte a été validé sur câblages complexes et les résultats obtenus comparés à des mesures sur avion (expérience avec l'USAF aux USA) et sur véhicule automobile (expérience avec Renault).

Guerre Electronique:

Dans le domaine des micro-ondes de forte puissance, un système de neutralisation de mines a été défini en collaboration avec Thomson Shorts Systems.

Afin de caractériser des matériaux, un banc Ultra Large Bande a été achevé, permettant d'obtenir des impulsions de 20 ps dans une bande utile de 120 GHz.

Télécommunications:

Dans le cadre des études visant à mesurer et à modéliser la propagation terre-satellites, une nouvelle liaison radioélectrique à 44 GHz a été réalisée pour être installée sur le site de l'expérimentation Celeste entre le Pic du Midi de Bigorre et la station météorologique de

Lannemezan. Une campagne de mesure avec un radar en bande S a été menée en collaboration avec le CRA Lannemezan, afin d'améliorer la connaissance des cellules de pluie à proximité de la liaison Celeste.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Jean-Louis BOULAY
Adjoints au directeur : Jean APPEL, Florent CHRISTOPHE
Adjoint de gestion Joseph CASSAING
Chargés de Mission :
Radar imagerie Jean-Marc BOUTRY
Expertise Bernard VAIZAN
Traitement du signal Dominique MEDYNSKI
Furtivité Gérard BOBILLOT
Diversification Joël FRITZ
Chefs de projet :
Radar de veille Jean-Pierre EGLIZEAUD
Radar d'analyse René GUERN
Chefs d'unité :
Radar haute fréquence Gilbert AUFFRAY
Nouveaux concepts radar Marc LESTURGIE
Traitement du signal Christian RICHE
Radar haute résolution Pierre ENERT
Radar SAR Daniel LE COZ
Antennes propagation radioélectrique Joël LEMORTON
Radar et contre-mesures André BERGES
Furtivité François TARDIVEL
Compatibilité électromagnétique Jean-Claude ALLIOT

Effectifs

Le DEMR regroupe un effectif de 134 personnes dont 12 doctorants, 7 scientifiques du contingent et 3 apprentis, répartis dans neuf unités dont sept implantées en Ile de France et deux à Toulouse.

Travaux publiés en 1997

J. APPEL - *Le traitement de signal en radar - Compression et adaptativité*. Aérospace Science and Technology. 1997, n°2, p.151-161.

L. VIGNAUD - *Le mouvement dans l'imagerie Isar d'avions et de satellites*. Traitement du signal, N° Spécial «Le mouvement dans les signaux et les images», Vol 13, n° 2.

J. BERTRAND, P. BERTRAND - *Microwave imaging of time-varying radar targets*. Inverse Problems. Vol. 13, n° 3, June 1997.

M. LACOUR, X. FERRIERES, P. BONNET, V. GOBIN, J.-C. ALLIOT - *Application of a multi-domain decomposition method to solve a EMC problem on a airplane*. Electronics letters. Vol. 33, n° 23, p. 1932 à 1933, 1997.

J.-P. PARMANTIER - *Topologie électromagnétique. Derniers développements*. Revue REE. 1997.

J.-P. PARMANTIER, V. GOBIN, F. ISSAC - *ETE III Application of the electromagnetic topology theory on the EMPTAC*. Interaction notes. Note 527, Mai 1997.

L. BONNET, X. FERRIERES, M. PALADIAN, J. GRANDO, J.C. ALLIOT, M. FONTAINE - *Electromagnetic wave diffraction using a finite volume method*. Electronics letters. Vol. 33, N° 1, 2 Janvier 1997.

M. SHERMAN, M. GAIDOUKOV, S. RAZUMOV, L. VENDIK, S. BOLIOLI, B. DIRASSEN - *A digital phase-shifter based on the S.N. transition in high -T, superconducting films*. Electronics Letters Vol.33 n° 1 - 2 janvier 97.

J.-F. ROUVIERE, P.-F. COMBES, N. DOUCHIN - *Improvement of the UTD formulation for the diffraction of an electromagnetic wave by a dielectric wedge* - Electronics Letters Vol.33, n° 5 - 27 Février 1997.

O. PASCAL, F. LEMAITRE, G. SOUM - *Improvement of conical corrugated horn analysis using Gaussian beams*. Electronics Letters - Vol. 33, n° 6 - 27 mars 1997.

S. ROUVIER, P. BORDERIES - *Ultra wide band electromagnetic scattering of a fractal profile* - Radio Science - Vol. 32, n° 2, p. 285-293 - Mars-avril 1997.

E. BACHELIER, G. POUSSIGUE, P. BORDERIES, C. BENOIT - *Introduction of artificial boundary conditions in the spectral moments method IEEE Microwave and guided wave*. Electronics Letters - Vol. 7, n° 12 - Décembre 1997.

Thèses soutenues en 1997

S. ROUVIER - *Utilisation des fractales pour la caractérisation électromagnétique des scènes naturelles* - Thèse de doctorat de l'Université P. Sabatier - le 10.10.97

J.-F. ROUVIERE - *Calcul de la diffraction par des dièdres et des prismes diélectriques ou métalliques par la théorie uniforme de la diffraction. Validation par des méthodes exactes*. Thèse de doctorat de l'Université P. Sabatier - le 29.10.97.

C. CHABBERT - *Etude de la dégradation des paramètres de bruit de composants soumis à des surcharges microondes : réalisation d'un banc de caractérisation automatique*. Thèse de doctorat de l'École Nationale Supérieure de l'Aéronautique et de l'Espace - le 18.12.97.

P. BORDERIES - *Modélisation électromagnétique appliquée au radar*. Habilitation à diriger des recherches - Université P. Sabatier - le 22.12.97.

Département Mesures PHysiques (DMPH)

Réussites scientifiques

Diagnostics optiques:

Les résultats ont porté sur la mise au point de méthodes nouvelles :

Dans les souffleries, la Diffusion Raman Anti-Stokes Cohérente (DRASC) a été utilisée pour effectuer des mesures de température sur l'azote dans la soufflerie LBK au DLR à Cologne. Des mesures de vitesse et température d'écoulements dans la soufflerie hypersonique F4 ont été obtenues en spectrométrie d'absorption par diode laser sur une raie d'absorption de NO; et confirmées, pour la vitesse, par imagerie d'un faisceau d'électrons pulsé.

Pour les études de combustion, des mesures simultanées de la température et des concentrations de NO et O ont été effectuées dans une flamme instationnaire. une image de la répartition du radical OH dans un foyer de combustion supersonique a été obtenue par fluorescence induite par laser.

Capteurs en couches minces

Ses mesures pariétales de flux thermiques à la température de 1100 K ont été effectuées dans la veine de combustion cryogénique Mascotte à Palaiseau. Des couches piézo-électriques de nitrure d'aluminium ont été mises au point : elles permettent de réaliser des mesures de variations de pression avec une très grande bande passante.

Instrumentation

L'accéléromètre Astre a effectué avec succès deux vols à bord de la navette Columbia en avril 1997 (STS 83) et en juillet 1997 (STS 94). L'environnement microvibratoire à bord du Spacelab a ainsi pu faire l'objet d'une caractérisation très précise.

Les limites de performances des accéléromètres spatiaux pour la physique fondamentale ont été étudiées au moyen d'un pendule de torsion électrostatique.

Environnement atmosphérique

Une contribution majeure a été apportée au projet Fulmen (en coopération avec Aérospatiale, Eurocopter, British Aerospace, Dornier, LTI) sur les études réglementaires du foudroiement des avions et des hélicoptères. Le programme européen Amidable (Fourmidable) a abouti à la démonstration de la faisabilité d'un système de «nowcasting» (prévision à très court terme) des orages pour améliorer la sécurité des aéroports et de la navigation aérienne.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Alain BERNARD

Adjoint au directeur : Jean LAURENT

Chefs d'unité :

Capteurs et micro-technologie Michel GAY

Diagnosics optiques et plasmas Jean LAURENT

Environnement atmosphérique et givrage Pierre LAROCHE

Instrumentation et équipements aérospatiaux Pierre TOUBOUL

Maîtres de recherches :

B. ATTAL-TRETOUT, A. BONDIU-CLERGERIE,
S. LARIGALDIE, D. PIGACHE, C. RAMAROSON.

Effectifs

Le DMPH regroupe un effectif d'environ 70 personnes dont 38 ingénieurs de recherches et 9 doctorants ou post-doctorants répartis dans 4 unités.

Travaux publiés en 1997

O. LEROY, J. PERRIN, J. JOLY, M. PEALAT, M. LEFEBVRE - *Thermal accommodation of a gas on a surface and heat transfer in CVD and PECVD experiments*, J. Phys.D: Applied. Phys. 3D, p. 499-509, 1997.

F. GRISCH, M.C. THURBER, R.-K. HANSON - *Mesure de température par fluorescence induite par laser sur la molécule d'acétone*, Revue Scientifique et Technique de la Défense n° 4, p. 51-60, 1997.

M. LEFEBVRE, B. SCHERRER, J.-C. LESTEL - *Raman Injected Optical Parametric Oscillator*, Optics Communications 139, p. 241-246, 1997.

Y.-J. PICARD, F. GRISCH, B. ATTAL-TRETOUT, S. LE BOITEUX - *Atomic Oxygen Detection Using Two-Photon Degenerate Four Wave Mixing*, Zeitschrift für Physik D. 39, p. 49-58, 1997.

Thèses soutenues en 1997

E. WILLEMENOT - *Investigation des limites de performance des accéléromètres spatiaux pour la physique fondamentale au moyen d'un pendule de torsion électrostatique*. Thèse de doctorat soutenue le 20 juin 1997 à l'Université ParisXI.

P. LERAY - *Etude de la physique interne d'un propulseur à plasma stationnaire par spectroscopie par faisceau d'électrons*. Thèse de doctorat soutenue le 1 décembre 1997 à Orsay, Laboratoire LPGP.Orsay Laboratoire LPGP.

Dépôts de brevets

E.N. N° 97.00774 du 24.01.97

Titre: OSCILLATEUR PARAMÉTRIQUE OPTIQUE IMPULSIONNEL MONOMODE

Invention de MM. Bruno SCHERRER, Michel LEFEBVRE

Dispositif mettant en œuvre quatre miroirs définissant deux cavités résonnantes couplées. La géométrie particulière permet d'envisager la réalisation de sources laser de petite taille, en particulier si on utilise la technologie état solide. Le signal laser de fréquence ajustable présente une grande pureté spectrale.

Département d'Optique Théorique et Appliquée (DOTA)

Dans le domaine de l'optique, le DOTA couvre aussi bien les besoins de recherche amont que de spécification, de conception, de réalisation et de qualification de systèmes.

Parmi les réussites scientifiques pour l'année 1997 on citera :

- l'obtention des premières images avec la caméra IR Crystal dans la soufflerie européenne ETW. Les performances atteintes en sensibilité ont permis pour la première fois de visualiser dans une ambiance cryogénique la zone de transition entre écoulement laminaire et turbulent sur une maquette d'aile d'avion;

- la confrontation entre modélisation et mesures aéroportées a donné lieu à une première étape de validation du code de rayonnement des nuages Nualum. La qualité des résultats a été mise en valeur dans le cadre d'une coopération avec les USA.

Le DOTA a participé à la campagne Otan sur la signature des missiles organisée à White-Sands, aux USA, pour laquelle le DOTA a été responsable des mesures dans l'ultraviolet. Au niveau national, d'autres campagnes ont été initiées en coopération avec les industriels concernés : mesures en soufflerie de la signature IR d'avions (Sira), campagnes héliportées sur le terrain liées au guidage terminal d'engins (Ibis et Medias).

Il y a également lieu de mentionner les étalonnages d'instruments embarqués : la caméra hyperspectrale allemande Dais base du démarrage d'une coopération avec le DLR, les deux modèles de vol du radiomètre large bande Scarab du satellite russe Resurs.

Par ailleurs, un banc de caractérisation des caméras IR à plan focal échantillonné Urican a été développé et fourni au Celar. Il met en œuvre une méthode originale, développée par le DOTA ayant fait l'objet d'une thèse et de publications.

Le DOTA a assuré la conduite scientifique du développement industriel de l'instrument Mefisto embarqué sous ballon stratosphérique pour l'étude des cirrus à haute altitude : les deux vols de qualification ont été effectués et l'instrument est en cours de transfert à l'Onera.

Le DOTA est responsable de deux projets : le radiomètre imageur Timbre-Poste monté sur hélicoptère pour la prise d'images calibrées de fonds terrestres, qui a effectué avec succès ses premiers vols de mise au point et la reconnaissance aérienne optronique future pour laquelle sont évalués les points critiques technologiques et fonctionnels.

Des résultats originaux ont été obtenus pour la détection de faisceaux laser hors axe (projet Alpha), la détection de mines marines et les interconnexions entre cartes électroniques pour application satellite.

1997 a vu la démonstration par simulation de la faisabilité d'un instrument d'observation de la Terre à très haute résolution par la technique de synthèse d'ouverture d'optique.

Principaux responsables

Directeur du département René JALIN
Adjoint technique et commercial Jean-Paul CHRISTY
Adjoint scientifique Gérard ROUSSET
Adjoint à Toulouse Jean-Michel MAISONNEUVE
Adjoint à Palaiseau Bernard MOREAU
Adjoint à Châtillon Marc SÉCHAUD
Adjoint de gestion André RAFFARD

Chefs d'unité

Electronique de l'optronique Yves FAZILLEAU
Applications des lasers et optoélectronique Jean-Pierre CARIOU
Mesures en vol et analyse fonctionnelle Eric GEORGES
Modélisation de la signature optique
des cibles et des fonds Bernard ROSIER
Instrumentation optique en UV et IR Joël DESCHAMPS
Qualification d'instruments optiques
opérationnels Magdeleine DINGUIRARD
Données thermo-optiques Xavier BRIOTTET
Imagerie haute résolution optique adaptative Pierre-Yves MADEC
Imagerie haute résolution analyse de surface
d'ondes et restauration d'images Vincent MICHAU
Guerre optronique laser Olivier GIRAUDO

Maîtres de recherche : Xavier BRIOTTET, Jérôme PRIMOT, Gérard ROUSSET

Travaux publiés en 1997

H. Cosnefroy, X. Briottet, I. Leroy, P. Lecomte, R. Santer - *A field experiment in Sahara for the calibration of optical satellite sensors*. International Journal of Remote Sensing Vol. 18, n° 16, p. 3337-3359 - 1997.

T. Tremas, M. Dinguirard - *Calibration of SCARAB-FM1 : methods and first results*. Adv. Space Res. Vol. 19, n° 9, p. 1335-1343.1997

J. Primot, L. Sogno, B. Fracasso, K. Heggarty - *Wavefront sensor prototype for industrial applications based on a three-level phase grating*. Optical engineering, 36(3), p. 901-904, march 1997.

J. Primot, M. Chambon - *Modulation transfer function assessment for sampled imaging systems : effect of intensity variations in periodic thin-line targets*. Applied Optics, Vol. 36, n° 29, 10 octobre 1997.

C. Molodij, G. Rousset - *Angular correlation of Zernike polynomials for a laser guide star in adaptive optics*. J. Opt. Soc. Am. A, Vol. 14, p. 1949-1966.1997

G. Rousset - *Les développements de l'optique adaptative en astronomie*. Comptes rendus de l'Académie des Sciences. t. 325, Série lib, p. 173-176. 1997

C. Dessenne, P.Y. Madec, G. Rousset - *Modal prediction for closed-loop adaptive optics*. Optics Letters, Vol. 22, p. 1535-1537.1997

S. Robbe, B. Sorrente, F. Cassaing, Y. Rabbia, G. Rousset - *Performance of the angle of arrival correction system of the I2T+ASSI stellar interferometer*. Astronomy and Astrophysics p. 1-21, Vol. 125, octobre 1997.

V. Achard, M. De Mazière, Brussels C. Camy-Peyret, F. Karcher, C. Lippens - *Spaceborne measurements of the upper stratospheric HCL vertical distribution in early 1992 and the trend in total stratospheric chlorine since 1985*. Journal of Geophysical Research, Vol. 102, n° D7, p. 8985-8990, 20 avril 97.

Thèses soutenues en 1997

T. NÖEL - *Caractérisation spatiale et temporelle de la turbulence atmosphérique par analyse de front d'onde*. Thèse soutenue le 26/09/97 à l'Université Paris VI.

F. CASSAING - *Analyse d'un instrument à synthèse d'ouverture ; méthodes de cophasage et imagerie à haute résolution angulaire*. Thèse soutenue le 19/12/97 à l'Université Orsay Paris XI.

L. MEYNADIER - *Analyse de surface d'onde pour le contrôle actif d'un télescope spatial*. Thèse soutenue le 28/11/97 à la Faculté des Sciences de Nice.

L. POUPINET - *Imagerie laser à synthèse d'ouverture : théorie et validation expérimentale*. Thèse soutenue le 19/06/97 à l'Université de Paris-Sud UFR Scientifique d'Orsay.

M. CHAMBON - *Méthodologie de mesure de la fonction de transfert d'un système d'imagerie échantillonné*. Thèse soutenue le 2/07/97.

M. POUPARDIN - *Réflectométrie optique cohérente en milieu très diffusant*. Thèse soutenue en 1997 à l'Université Paris XI Orsay.

Dépôts de brevets

E.N. N° 97 07 641 du 19 Juin 1997

Titre : PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR LA MESURE DE DISTANCE PAR EMISSION LASER

Invention de : Yvan AUBRY

Résumé : Pour mesurer la distance entre un objet et une diode laser, l'invention consiste à créer une cavité laser extérieure entre cette diode laser et l'objet. On dispose d'une diode laser émettrice et d'un système de réception et d'analyse comprenant la photodiode de contrôle incluse dans la diode laser, et un analyseur de spectre. Un traitement approprié du signal reçu par la photodiode permet de calculer la distance et/ou d'en déduire la vitesse de l'objet.

Table des matières

Applications d'un logiciel de simulation numérique de l'environnement spatial local.....	1-15
Meris basses fréquences: un banc radar pour la mise au point de techniques de classification des cibles	1-17
Techniques polarimétriques en imagerie SAR	1-18
Intérêt de la polarimétrie pour la reconnaissance des cibles aériennes. Premiers résultats	1-19
Mesure et analyse des cibles scintillantes	1-20
Application de la décomposition par domaines d'une méthode volumes finis pour la caractérisation CEM de compartiments d'avions.	1-21
Carte de concentration de OH dans le foyer Prepha.....	1-22
Mesure de vitesse hypersonique par décharge électrique guidée par faisceau d'électrons	1-23
Détection par Lif des radicaux SiH et SiH ₂ dans les plasmas de dépôts chimiques en phase vapeur	1-24
Détermination des zones d'amorçage d'un éclair sur aéronef	1-25
Couches minces piézo-électriques de nitrure d'aluminium : mesure des variations de pression.....	1-26
Optimisation de résonateurs à quartz	1-27
Contrôle de la ligne de visée des satellites d'observation	1-28
Banc de mesure de BRDF (Bidirectionnal Reflectance Distribution Function)	1-29
La déconvolution myope : une technique de restauration d'images couplée à l'optique adaptative.....	1-30
ECRIN'96 (Etude du Champ Radiatif Infrarouge des Nuages) : une campagne de validation des codes de transfert radiatif dans les nuages	1-31
Modélisation thermique des fonds terrestres en infrarouge	1-32
Voir sans être vu ou comment esquiver l'effet «œil-de-chat»	1-33
Observation de la terre par synthèse d'ouverture optique	1-34

Applications d'un logiciel de simulation numérique de l'environnement spatial local

Le milieu spatial fait subir aux satellites des contraintes et parfois des dommages. La mission du Département Environnement Spatial (DESP) consiste à caractériser ce milieu et à prédire les dommages dont il pourrait être la cause. Certaines composantes de l'environnement d'un satellite sont liées à la présence même du satellite:

- l'environnement moléculaire, résultant des émissions du satellite (contamination);
- l'environnement plasma de faible énergie dû à l'émission d'ions, à l'ionisation de neutres émis, ou au sillage;
- la production de poussières;
- les «éjecta» produits par des micrométéorites ou des débris.

Le milieu naturel, éventuellement modifié par la présence du satellite, doit donc être évalué. Une approche purement expérimentale de la globalité de ces problèmes s'avère difficilement praticable. C'est pourquoi le programme SILECS (Simulation de L'Environnement local et de la Contamination des Satellites) a été développé. Il permet de simuler la transport global de molécules, d'ions ou de particules (modèle PIC de plasma et DSMC de collisions de neutres en milieu raréfié [1]).

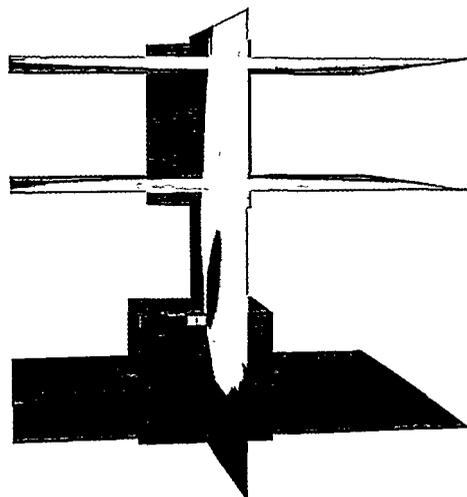
En raison de la diversité des phénomènes physiques qu'il simule, et de sa souplesse, le logiciel Silecs permet de traiter de très nombreuses situations:

- simulation de l'environnement de satellites, à des fins de prédictions et de prévention;
- dépouillement d'expériences en vol;
- interprétation d'expériences au sol en caisson de simulation.

Le premier point peut être illustré par l'étude de la contamination induite sur un satellite par un dispositif de propulsion électrique[2]. A partir de la caractérisation expérimentale du jet d'un propulseur électrique de type SPT et des taux de pulvérisation mesurés, on a pu estimer la distribution de plasma et de potentiel qui en résulte, et par suite le retour possible des contaminants produits par la pulvérisation. La figure 1 donne la carte de densité ionique autour du satellite.

Le dépouillement de l'expérience en vol EOIM-III est représentatif de la deuxième pos-

sibilité d'application. Dans cette expérience de la NASA, un spectromètre de masse embarqué sur la navette a fourni de nombreuses données sur les produits de l'érosion par l'oxygène atomique et le milieu local induit par la navette. Celui-ci est très chargé en contaminants dûs aux tuiles, propulseurs, évacuations, etc... créant ainsi un «nuage» assez dense dans lequel la pression peut monter jusqu'à 10^{-4} hPa. Le libre parcours moyen est alors réduit à quelques mètres et le transport de contaminants devient complexe à représenter. L'interprétation des spectres de masse a donc nécessité une simulation numérique par Silecs pour comprendre, par exemple, comment une impulsion de moteur peut être la source d'une partie des molécules observées. La figure 2 montre la répartition spatiale de la densité de particules émises.



Il faut également citer dans ce domaine l'étude des cratères sur les panneaux solaires de Hubble et EuReCa afin de déterminer quelle fraction est imputable à des particules solides secondaires (éjecta) issues d'impacts primaires sur le corps du satellite (contrat Esa/Estec).

Le troisième domaine d'application de Silecs, l'aide à l'interprétation d'expériences au sol, s'est révélé particulièrement fructueux.

Le premier exemple est celui de l'interprétation de caractéristiques I-V de sondes de Langmuir. Les méthodes traditionnelles s'appliquent soit à un plasma dérivant, soit à un plasma au repos. Dans le caisson de simulation ionosphérique Jonas coexistent le plasma dérivant représentatif de l'orbite basse et un plasma au repos créé par échange de charge avec les neutres résiduels. Les interprétations analytiques classiques donnent alors des résultats erronés. Par de nombreuses simulations

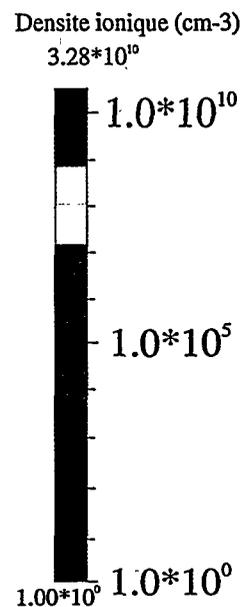


Fig. 1 - Densité de plasma engendrée par un propulseur électrique (flux primaire et flux secondaire créé par échange de charge)

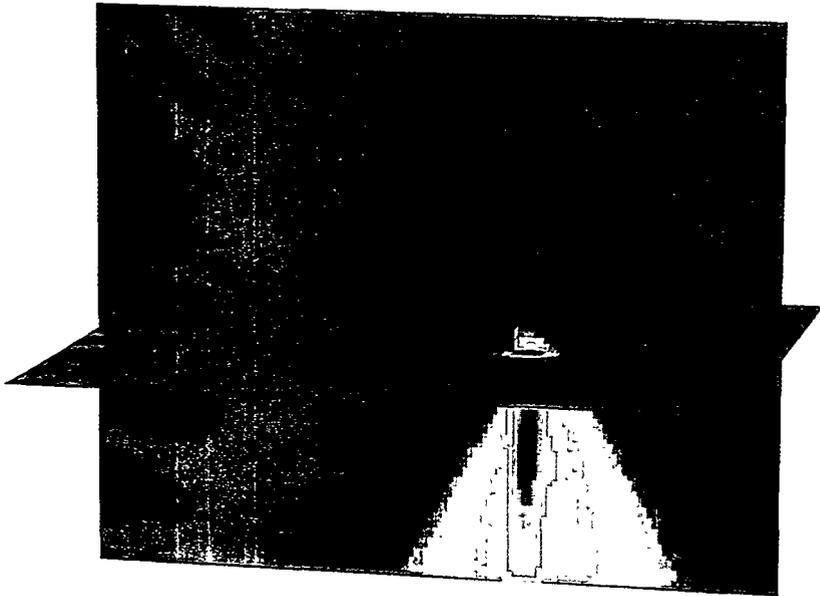


Fig.2 - Densité de particules émises par la navette (dégazage et propulseur), compte tenu des collisions avec le milieu ambiant

numériques a été mis en place un système d'abaques qui permettent de déterminer les densités respectives d'ions dérivants et lents [3,4] (Figure 3).

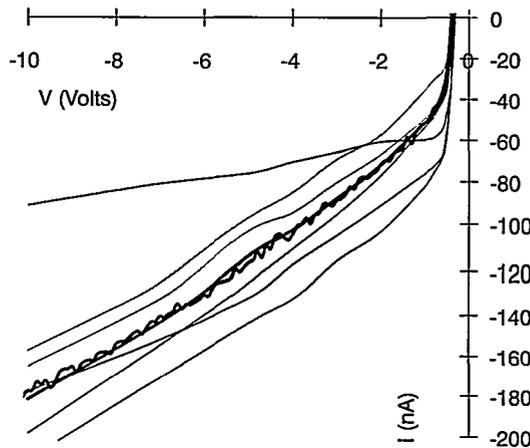


Fig.3 - Caractéristiques de sonde de Langmuir (branche ionique): simulations (couleur) et expérience (noir)

Le deuxième exemple se situe dans le domaine des décharges électrostatiques. Une simulation des électrons émis lors d'une décharge (blow off) a permis de montrer qu'en début d'expansion le flux d'électrons pouvait être limité par la charge d'espace, ce qui expliquait certaines observations expérimentales. La figure 4 montre les trajectoires électroniques et le potentiel induit par une décharge sur un dispositif expérimental. Une confirmation de cette interprétation par d'autres expériences est en cours. Cet aller-retour illustre bien la complémentarité de l'expérience et de la simulation numérique.

Le logiciel Silecs est donc devenu un outil d'utilisation courante au DESP. Les prochaines applications envisagées portent sur la description de l'environnement plasma de la sonde Rosetta (contrat Esa) et sur l'analyse du comportement des sondes de Langmuir en plasma dérivant magnétisé dans un propulseur SPT (dans le cadre des travaux du GDR «propulsion à plasma pour systèmes orbitaux»).

J.-F. ROUSSEL

RÉFÉRENCES:

- [1] J.-F. Roussel - *Spacecraft Plasma Environment and Contamination Simulation Code - Description and first Tests*, à paraître dans *Journal of Spacecraft and Rockets*.
- [2] J.-F. Roussel, J. Bernard, Y. Garnier - *Numerical Simulation of Induced Environment, Sputtering and Contamination of Satellite due to Electric Propulsion*, Second European Spacecraft Propulsion Conference, ESTEC, 1997.
- [3] V. Viel, J.-F. Roussel, J. Bernard, J.-P. Lebreton - *Caractéristique I-V d'une Sonde Electrostatique dans un Plasma Dérivant*, Capteurs pour l'Espace, Grenoble, 1997.
- [4] J.-F. Roussel, V. Viel, J. Bernard - *Characterization of a multi-component plasma in an ionospheric plasma simulation chamber*, International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Toulouse, 1997.

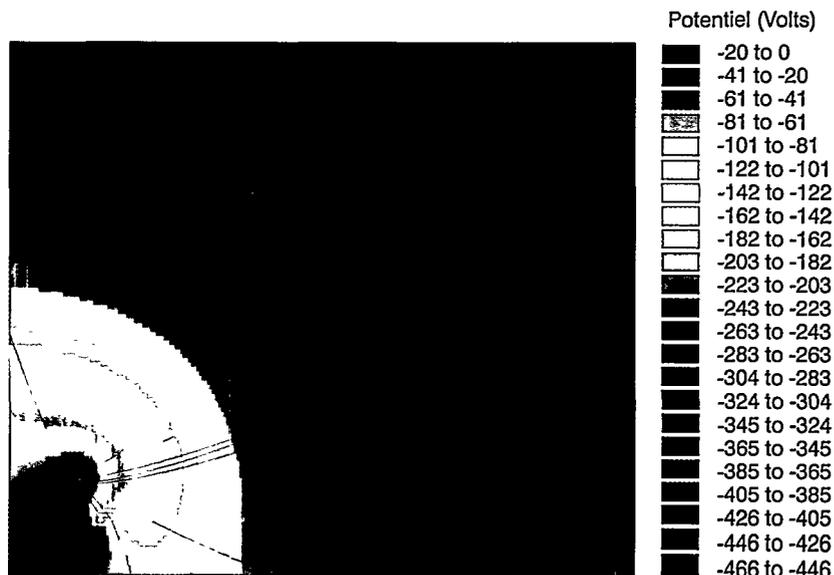


Fig.4 - Electrons émis par une décharge et potentiel induit

Meric basses fréquences: Un banc radar pour la mise au point de tech- niques de classification des cibles

Les basses fréquences (inférieures à 1 GHz) confèrent au radar qui les utilise des propriétés particulièrement intéressantes: capacité de pénétration dans le sol, détection de cibles masquées par la végétation et, de façon plus générale, détection des cibles dites «furtives».

En contrepartie, un radar basses fréquences ne peut généralement pas mettre en œuvre des bandes passantes suffisamment grandes pour permettre une analyse détaillée des points brillants de la cible. L'accès à une fonction «reconnaissance» n'est donc pas, a priori, évident.

On peut néanmoins penser qu'en exploitant les variations de la SER¹ des cibles en défilement et/ou la polarisation de l'onde réfléchie, il doit être possible de les classer², voire de les reconnaître partiellement. Pour en faire la démonstration, l'Onera a complété le système d'analyse de cibles Meric³ par des moyens de mesure basses fréquences (figure 1): un ensemble de 4 antennes log-périodiques à double polarisation couvrant la bande 80-1000 MHz et l'électronique d'émission-réception associée permet de mesurer simultanément les 4 termes de la matrice de polarisation. Une fonction «monopulse» permet d'assurer une poursuite automatique des cibles.

La figure 2 présente un exemple de mesures obtenues à 448 MHz sur un avion de ligne. Les variations importantes de l'écho sont essentiellement dues aux variations de la SER en fonction du temps (et donc de l'angle de présentation). La fréquence de ces variations étant liée aux dimensions relatives de la cible par rapport à la longueur d'onde, une simple analyse spectrale doit déjà fournir des éléments de classification. Cette technique d'analyse «temporelle» sera comparée à l'analyse «fréquentielle» consistant à émettre simultanément ou séquentiellement des fréquences

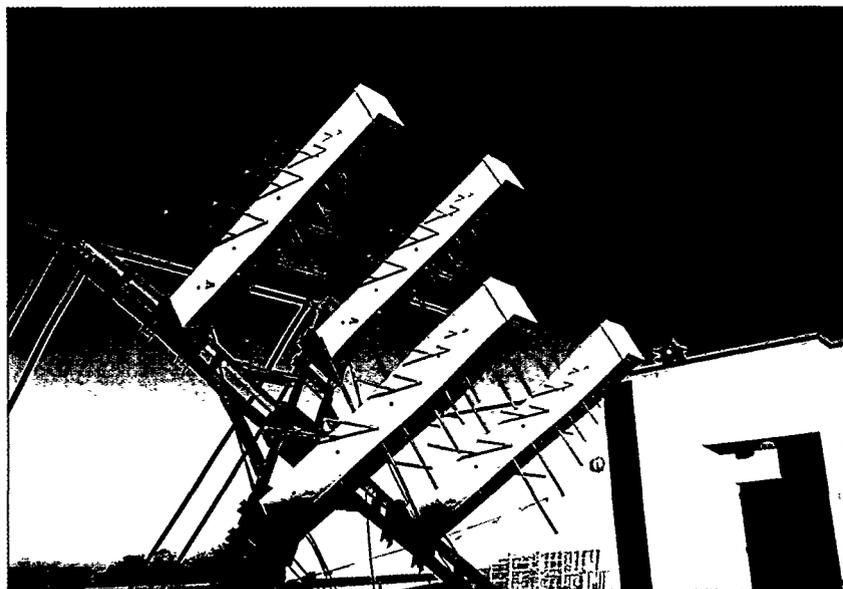


Fig. 1 - Vue de la station de mesure Meric basses fréquences

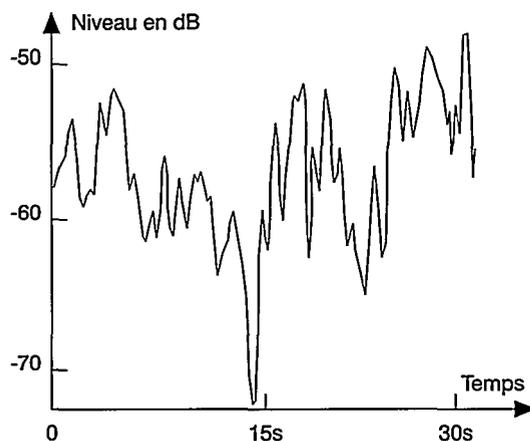


Fig. 2 - Evolution du niveau de l'écho radar au cours du temps (exemple de résultat à 448 MHz)

distinctes. L'apport de la polarimétrie en matière de classification sera également évalué.

Un mode de fonctionnement Ultra Large Bande (impulsions brèves de 2 ns) est en cours d'étude sur Meric: l'objectif est de caractériser la possibilité de conjuguer les capacités des radars «basses fréquences» (pouvoir de pénétration et anti-furtivité) et une capacité d'analyse fine en distance pour la reconnaissance des objectifs.

M. LESTURGIE

¹ Section Efficace Radar

² Savoir, par exemple, distinguer un avion d'arme d'un avion de ligne ou d'un hélicoptère.

³ Moyen d'étude Expérimental pour la Reconnaissance et l'Identification des Cibles (Meric fonctionne à 10 et 35 GHz et permet d'obtenir des images 2D des cibles avec une résolution submétrique).

Techniques polarimétriques en imagerie SAR

L'Onera fait évoluer la station radar aéroportée Ramses afin de lui donner des capacités polarimétriques de plus en plus fines. Parallèlement, un logiciel interactif destiné à l'analyse des images SAR polarimétriques est en cours de test sur les dernières mesures réalisées. Il fait intervenir de façon adaptée les diverses fonctions de la théorie de la polarisation actuelle, en optimisant les modes de visualisation des paramètres les mieux ciblés, avec comme objectif la discrimination et l'identification des cibles.

Les outils polarimétriques se divisent en deux classes :

- les angles de la fourchette de Huynen et les paramètres de la matrice de Mueller, se sont révélés efficaces lorsqu'il s'agit d'identifier la nature des interactions électromagnétiques qui génèrent les points brillants souvent isolés caractérisant les cibles fabriquées par l'homme (figure 1) : bâtiments, avions, camions ... Ces paramètres sont d'autant plus significatifs que la résolution des images est fine;

- d'autres paramètres à caractère statistique permettent de faire de l'analyse de terrain : forêts, champs... Ils sont déduits des matrices de covariance et de cohérence. Ils permettent de qualifier les degrés de désordre, de cohérence entre polarisations reçues, de caractériser la nature de l'interaction dominante et éventuellement des interactions secondaires.

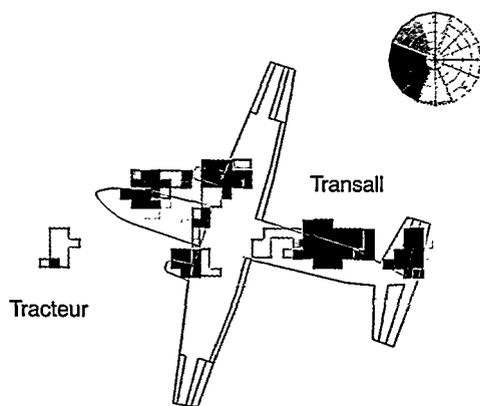


Fig. 1 - Avion au sol extrait d'une image SAR en bande S. Codage en couleurs du double de l'angle d'inclinaison des différents types d'interactions



La station radar Ramses a récemment été adaptée à la réalisation d'images SAR polarimétriques de grande fauchée, pour plusieurs bandes de fréquence simultanées. Ces images couvrent de vastes zones contenant divers types de végétation. Elles constituent une base de données essentielle pour qualifier et affiner les paramètres polarimétriques actuellement connus et pour éventuellement en découvrir de nouveaux. La richesse polarimétrique de ces images est illustrée (figure 2) par une image RVB (les couleurs Rouge Vert et Bleu représentent les niveaux relatifs des amplitudes hV , vH , hH et vV). Une enquête menée sur le terrain a permis d'acquérir une bonne connaissance de la nature et des caractéristiques des cultures. En particulier dans le cas des champs de maïs, on constate une bonne corrélation entre la teinte (vert à bleu) et l'orientation des sillons, pour un même stade de végétation. Les analyses polarimétriques s'appuieront sur cette enquête de vérité terrain, pour sélectionner et affiner les représentations des paramètres polarimétriques réellement significatifs.

P. MARTINEAU, C. TITIN-SCHNAIDER

Intérêt de la polarimétrie pour la reconnaissance des cibles aériennes.

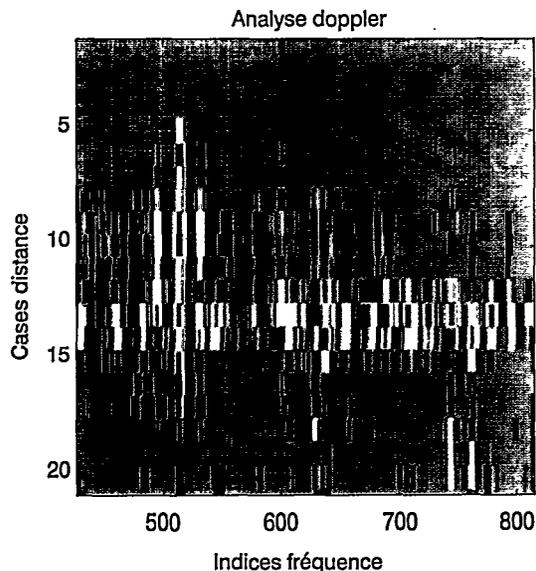
Premiers résultats

Dans le domaine radar, les procédures de reconnaissance des cibles aériennes non coopératives (sans IFF¹ activé) sont actuellement peu développées et se limitent essentiellement à l'exploitation de signatures mono ou bi-dimensionnelles à haute résolution. Le travail présenté concerne des premiers résultats démontrant l'apport de mesures polarimétriques dans la fonction «reconnaissance».

Des mesures radar mono-dimensionnelles en bande X ont été effectuées à l'Onera à l'aide de la station Meric² sur des avions de combat en vol. Ces mesures sont les réponses en distance des cibles relevées sur les quatre voies polarimétriques hH, vH, hV et vV³ du radar. Lors de ces premiers essais la cohérence de phase entre les voies résultant des émissions H et V n'a pu être assurée.

Pour alimenter les algorithmes de reconnaissance les paramètres suivants ont été extraits des mesures:

- la puissance des deux points brillants les plus forts;
- leur distance;
- leur polarisation (vecteur de Stokes).



Les réponses impulsionnelles de cibles de type «avion» présentent généralement une structure commune: le premier point brillant correspond à l'avant de l'appareil et le second aux entrées d'air des réacteurs. La figure 1 représente l'analyse distance-doppler d'un avion d'arme: on voit nettement, à la case distance 10, le point brillant correspondant au nez de l'appareil et, à la case distance 13, celui des entrées d'air, caractérisé par un étalement spectral dû aux parties tournantes.

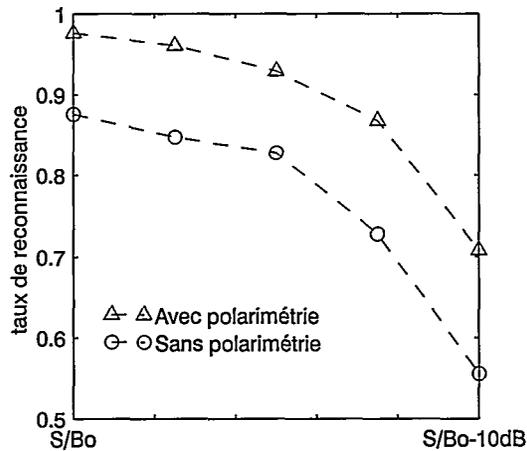


Fig.2 - Taux de reconnaissance des cibles avec ou sans prise en compte des mesures polarimétriques

Afin d'apprécier l'apport des mesures polarimétriques, deux classifieurs neuronaux ont été mis en œuvre. Le premier exploite seulement les données non polarimétriques (puissance et distance des deux points brillants). Le second prend en compte l'ensemble des paramètres disponibles. La figure 2 montre que des mesures polarimétriques, même partielles, permettent d'améliorer le taux de reconnaissance d'au moins 10%.

Des mesures polarimétriques complètes permettant le calcul de la matrice de rétrodiffusion en amplitude et en phase devraient conduire à des résultats encore meilleurs.

G. VIEILLARD

Fig.1 - Réponse Distance-Doppler d'un avion

¹ Identification Friend or Foe

² Moyen d'étude Expérimental pour la Reconnaissance et l'Identification des Cibles

³ H et V sont les polarisations horizontales et verticales à l'émission, respectivement h et v à la réception.

Mesure et analyse des cibles scintillantes

Les techniques les plus récentes de furtivité radar ont conduit l'Onera à développer de nouvelles méthodes de mesure adaptées aux cibles scintillantes¹. Dans cette approche, l'objectif poursuivi est double: accéder, d'une part, au comportement intrinsèque et local de ces cibles et évaluer, d'autre part, leur effet sur les traitements radar. A titre d'exemple, la figure 1 illustre la transformation produite par une cible scintillante sur un signal radar de type «modulation linéaire de fréquence».

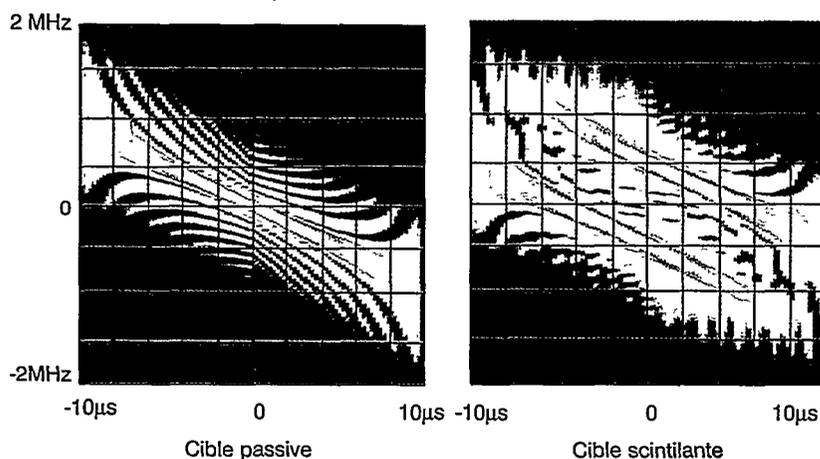


Fig. 1 - Effet d'une cible scintillante sur un code radar à modulation linéaire de fréquence

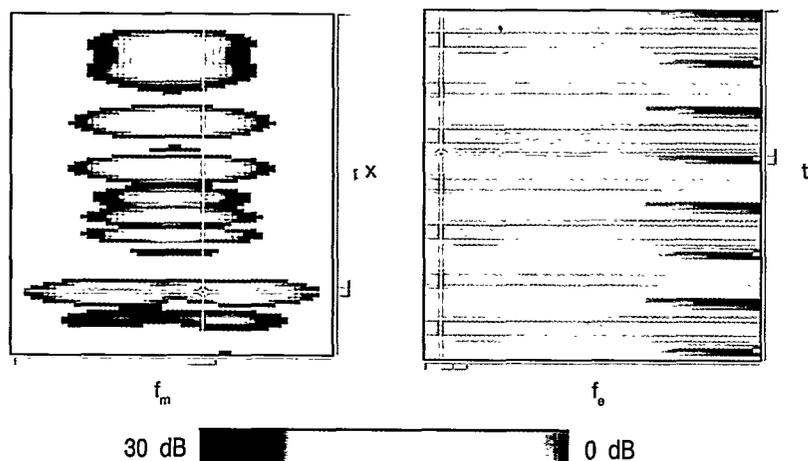


Fig. 2 - Visualisation d'une image $I(x, f_e, t, f_m)$

¹ Cibles dont la Section Efficace Radar (SER) évolue rapidement au cours du temps

² f_e est la fréquence d'émission et t le temps

³ x est la distance cible-radar et f_m la fréquence de modulation

L'accès au comportement local des cibles scintillantes est obtenu grâce à une technique d'imagerie spatio-temporelle. Leur effet sur les fonctions radar est analysé en terme de détection, localisation et estimation de vitesse.

Pour réaliser la mesure et l'analyse des cibles scintillantes, l'Onera a développé conjointement un nouveau système de mesure et un logiciel de traitement adapté.

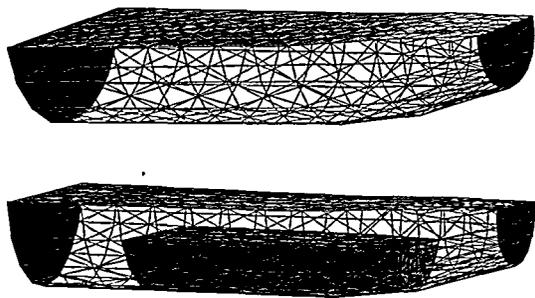
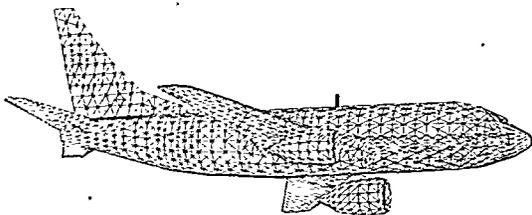
Le nouveau système de mesure consiste en un moyen d'émission/réception répondant simultanément aux exigences spécifiques induites par les cibles scintillantes (vitesse de numérisation des signaux élevée) et aux contraintes habituelles des mesures de SER (cohérence, large bande, sensibilité, dynamique, soustraction vectorielle des échos d'environnement). Ainsi ce système peut mesurer la réponse d'une cible scintillante de faible SER à une onde électromagnétique de fréquence comprise entre 2 et 18 GHz, avec une bande instantanée de 5 MHz et une dynamique supérieure à 55 dB. Ces performances sont obtenues grâce à une large utilisation des techniques numériques.

Le logiciel de traitement de signal adapté permet notamment de construire des images multidimensionnelles en effectuant le produit scalaire de la réponse temporelle $H(f_e, t)$ de la cible² par une ondelette bidimensionnelle résultant du produit d'une ondelette de Klauder en fréquence par une ondelette gaussienne en temps. Cette ondelette bidimensionnelle optimise les résolutions de l'image dans ses différentes dimensions. La figure 2 présente deux coupes d'une image $I(x, f_e, t, f_m)$ à quatre dimensions³ obtenue à partir des mesures effectuées sur un répondeur radar modulé sinusoidalement et simulant une cible scintillante. L'image de droite (fonction de f_e et de t) correspond à la réponse du point brillant désigné par le réticule positionné sur l'image de gauche (fonction de f_m et de x). On vérifie que cette réponse correspond bien à une fréquence d'émission modulée dans le temps.

P. DREUILLET, J.-C. CASTELLI

Application de la décomposition par domaines d'une méthode volumes finis pour la caractérisation CEM de compartiments d'avions.

A l'heure actuelle, la plupart des avions sont construits par assemblage de différents modules ayant leur propres câblages et composants électroniques. L'étude des perturbations électromagnétiques introduites sur ces câbles ou ces composants doit pouvoir tenir compte de l'aspect modulaire des avions. En effet, il existe dans un avion des parties plus critiques que d'autres, que l'on cherche à protéger davantage en choisissant, par exemple, une configuration de câblage plus avantageuse qu'une autre. Bien que l'ensemble du câblage joue un rôle dans la propagation des perturbations, un calcul complet sur le véhicule, pour chaque configuration de la zone critique à étudier, entraînerait des temps de calcul prohibitifs.



Le principe de la méthode de décomposition par domaines que l'on propose, est de caractériser électriquement les différents modules de l'avion à l'aide d'une matrice admittance Y . Cette matrice relie les champs électriques et magnétiques au niveau des voies de pénétration de l'énergie dans le module considéré. Elle ne dépend que de la géométrie et des composants qui se trouvent à l'intérieur du module.

Une modification locale dans un module ne modifiera pas la matrice admittance d'un autre volume. Après avoir évalué l'ensemble des matrices Y de chaque module, le problème électromagnétique peut alors se mettre sous la forme d'une équation linéaire de réseau où les sources perturbatrices correspondent au second membre.

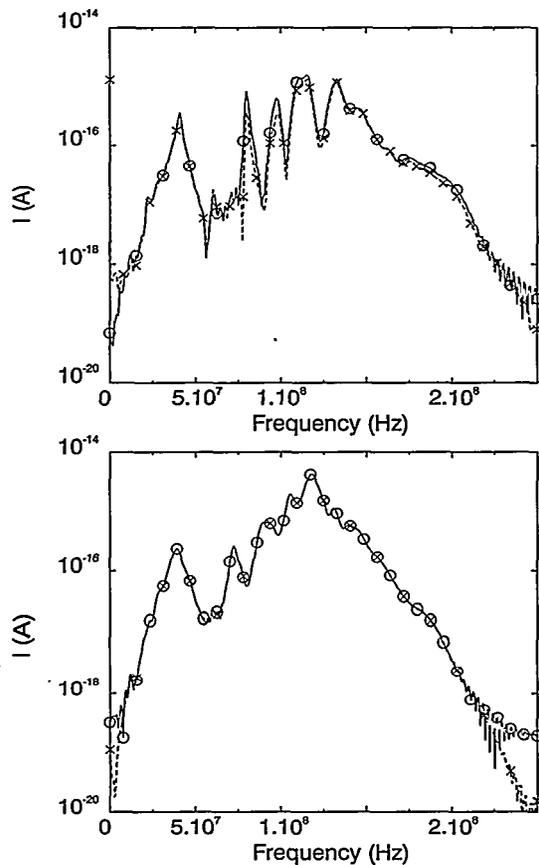


Fig. 3 - Courant sur le câble intérieur pour les deux configurations étudiées

Fig. 1 - Avion avec antenne et compartiment à étudier

Pour illustrer l'intérêt de la méthode on a calculé le courant qui circulerait sur un câble à l'intérieur d'un compartiment d'avion pour deux configurations de ce compartiment, suite à une perturbation liée à une antenne VHF placée sur l'appareil. La figure 1 représente l'avion étudié, avec l'antenne schématisée par un fil et le compartiment concerné. La figure 2 montre les deux configurations du compartiment que l'on étudie. Enfin la figure 3 donne pour les deux configurations du compartiment, les courants calculés sur le câble à l'intérieur de celui-ci, par un calcul complet sur tout l'avion (cercle) et par la méthode de décomposition par domaine (croix). On remarque sur ces figures la bonne adéquation des résultats entre le calcul complet et celui fait par découpage; pour ce cas, le gain de temps calcul est voisin de 1,5.

Fig. 2 - Les 2 configurations du compartiment à étudier

D. LACOUR, X. FERRIERES, P. BONNET, V. GOBIN, J.C. ALLIOT

Carte de concentration de OH dans le foyer Prepha (contrat SPAé)

Le problème de la combustion de l'hydrogène dans des écoulements supersoniques à température élevée a été abordé dans le cadre du programme PREPHA (Programme de REcherche sur la Propulsion Hypersonique Avancée) au Laboratoire des Écoulements Réactifs et de leurs Techniques d'Étude (Laerte), en coopération avec le Département Energétique Fondamentale et Appliquée (DEFA).

A cet effet, le banc de combustion supersonique du Laerte a été conçu pour étudier les phénomènes d'aérothermochimie caractéristiques du mélange réactif turbulent entre les écoulements supersoniques d'hydrogène et d'air. La veine d'essai comporte une chambre de combustion de section $45 \text{ mm} \times 45 \text{ mm}$ et de longueur 870 mm et un mât central d'injection d'hydrogène muni d'une tuyère de diamètre 6 mm . Une zone de mélange réactif est alors créée entre l'écoulement supersonique d'air à Mach 2 et température génératrice de 1800 K et l'écoulement central d'hydrogène, également à Mach 2. La zone de mélange est rendue accessible aux visualisations et aux diagnostics laser à l'aide de hublots affleurants.

ser, spécialement développée au Département Mesures Physiques (DMPH). Elle consiste à sonder le jet par un plan laser spectralement accordé sur une raie d'absorption de la transition électronique de l'espèce sondée et à collecter les photons de fluorescence émis à 90° sur une caméra CCD intensifiée. L'excitation du radical sur une raie d'absorption peu sensible à la température garantit que l'intensité du signal de fluorescence est proportionnelle à la concentration de OH. L'utilisation d'un laser impulsionnel rend la mesure quasi-instantanée.

Les mesures ont été réalisées à 165 mm de l'injecteur, endroit où le dégagement de chaleur produit par la combustion a une influence sur le champ de pression pariétale. La figure 1 représente une visualisation typique obtenue en essai. Le champ visualisé représente une région de $50 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ avec une résolution spatiale de $100 \text{ mm} \times 100 \text{ mm}$. Les zones de mélange réactif, localisées près du jet d'hydrogène, indiquent une expansion latérale faible de la flamme. Le front de flamme se trouve fortement plissé et son épaisseur est en moyenne égale à 5 mm sur toute la zone visualisée. Des extinctions locales de la flamme sont également observées et laissent supposer des zones d'allumage intermittent dans le foyer.

Cette étude démontre que l'imagerie par fluorescence induite par laser permet une analyse fine des zones de mélange réactif présentes dans les foyers de combustion. Il est envisagé d'étendre les capacités de cette technique à la mesure des champs instantanés de température et de concentration.

F. GRISCH, L. LABRUNIE

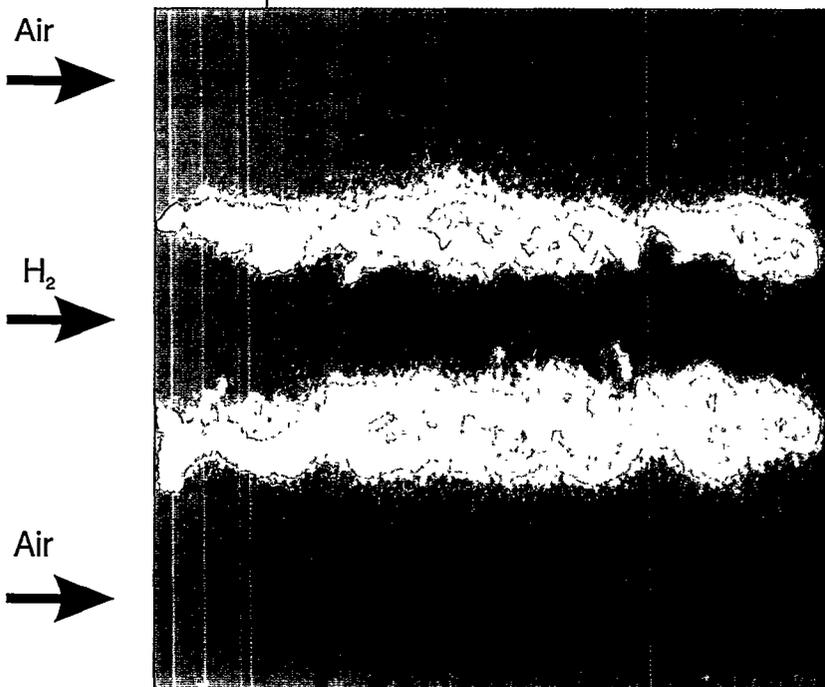


Fig. 1 - Fluorescence du radical OH dans une flamme de combustion supersonique H_2/air

La zone de mélange réactif a été caractérisée en réalisant une cartographie bidimensionnelle du radical OH; la technique utilisée est l'imagerie par fluorescence induite par la-

Mesure de vitesse hypersonique par décharge électrique guidée par faisceau d'électrons

La mesure locale et instantanée de la célérité des écoulements hypersoniques hyperenthalpiques est un problème particulièrement difficile à résoudre. Une nouvelle approche, fondée sur l'utilisation combinée des propriétés de commutation et d'émission électronique des «pseudosparks», a été développée puis mise en œuvre à la soufflerie hypersonique F4, afin de déterminer le profil de vitesse dans la couche limite et le noyau sain de l'écoulement. Les «pseudosparks», étudiés à l'Onera depuis 1991, peuvent émettre un faisceau d'électrons de forte énergie (60 keV), de fort courant (300 A), en un temps très court (20 ns). A un instant déterminé t_0 , un canal ionisé très étroit est créé au sein du gaz, perpendiculairement à l'axe de l'écoulement, par le faisceau d'électrons d'un «pseudospark». A l'aide d'un circuit auxiliaire actionné en synchronisme par la commutation du «pseudospark», un courant de décharge intense maintient pendant plusieurs microsecondes l'émission lumineuse de la trace ionisée convectée par le flux. A l'instant $t_0 + \Delta t$, une photographie est prise avec un temps d'exposition très court. La vitesse est déduite du déplacement de la trace lumineuse entre les instants t_0 et $t_0 + \Delta t$. A F4, le «pseudospark» est logé dans une enceinte isolante affleurant l'écoulement (figure 1) et une électrode de masse est placée dans le flux afin de maintenir le processus de décharge. La figure 2 présente une image en fausse couleur de la trace enregistrée par une caméra CCD avec un temps de pose de 280 ns. La trace lumineuse traverse la couche limite et pénètre profondément dans le noyau sain où elle est déplacée d'environ 20 mm vers l'aval, pour un Δt de 5 ms. En bas de l'image, apparaît l'émission lumineuse de la couche de choc d'une maquette sphérique de 40 mm de rayon disposée sur l'axe. Après traitement de l'image numérisée, on détermine la valeur de la vitesse en différents points de l'écoulement. Les premiers résultats ainsi obtenus sont en bon accord avec les calculs aérodynamiques et les mesures spatialement intégrées que permet la méthode de spectroscopie par diode laser. Un dispositif similaire comportant un pseudospark «minia-

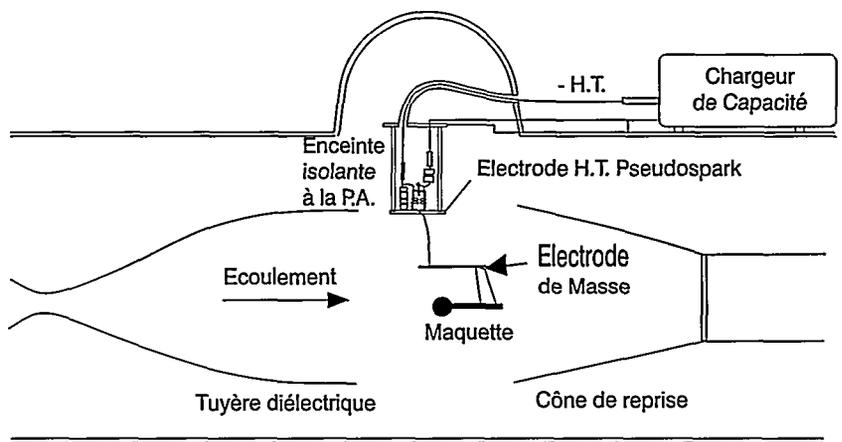


Fig. 1 - Implantation du Pseudospark à la soufflerie hypersonique F4 du CFM.



Fig. 2 - Enregistrement de la trace lumineuse

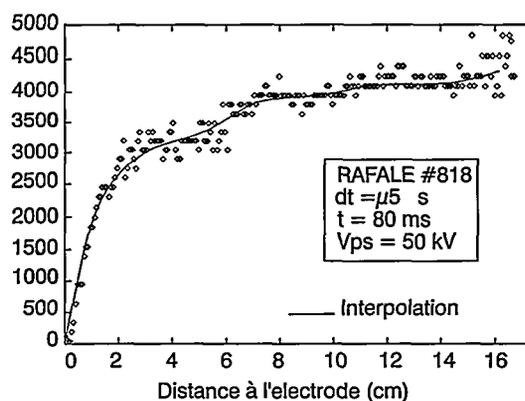


Fig. 3 - Rafale n° 818. Vitesse du fluide en fonction de la distance au bord de l'écoulement 80 ms après le début de la rafale

ture» logeable dans une maquette d'épreuve est en cours de mise au point pour sonder les écoulements hypersoniques dans les régions perturbées à l'intérieur des couches de choc.

S. LARIGALDIE, M. ORY

Détection par Lif des radicaux SiH et SiH₂ dans les plasmas de dépôts chimiques en phase vapeur

L'originalité du programme de recherche du laboratoire Priam est de mener en parallèle le développement de codes de modélisation de dépôt assisté par plasma (PECVD) et l'analyse *in situ* du milieu réactif au moyen d'outils de mesure sophistiqués : spectroscopie laser et spectrométrie de masse. Les mesures servent d'une part, à déterminer certains paramètres d'entrée non prévisibles du code et d'autre part à valider les processus physico-chimiques introduits dans le modèle.

Cette année, nous avons étudié les mélanges silane/hydrogène, utilisés pour produire des couches minces de matériaux semi-conducteurs. Le plasma est produit par décharge radiofréquence entre deux électrodes planes et parallèles ($\rightarrow = 120$ mm, distance 32 mm) à des pressions de 9 à 40 Pa. Les densités des radicaux SiH et de SiH₂, qui jouent un rôle important dans la cinétique du dépôt, ont été mesurées sur l'axe de la décharge par Fluorescence Induite par Laser (LIF). Les profils de densités observés ont été comparés à ceux prédits par le modèle à partir des paramètres électriques de la décharge et de la densité des espèces stables.

Dans le cas du radical SiH, les valeurs absolues des densités sont obtenues par calibration à partir d'une mesure de la diffusion Rayleigh dans l'azote. La figure 1 montre le bon accord entre les valeurs mesurées et le profil calculé par le modèle.

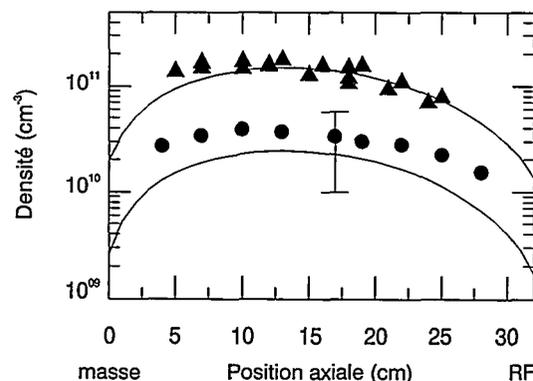


Fig. 1 - Densités de SiH (●) et SiH₂ (▲), entre les électrodes de masse et RF, mesurées par LIF dans un plasma H₂ + SiH₄ 10%, p = 40 Pa. Les courbes en traits pleins correspondent aux résultats du modèle

Pour le radical SiH₂, le signal Lif est très faible (un photon tous les 20 coups laser) ; la mesure n'est alors possible que dans la post-décharge. Ce radical présente en effet une grande réactivité avec le silane (SiH₄) et l'hydrogène (H₂), qui sont les espèces majoritaires du plasma. Dans un premier temps, on a d'abord étudié la cinétique de SiH₂. Le temps de décroissance de la densité du radical SiH₂ dans la post-décharge dépend beaucoup de la composition de la phase gazeuse. La durée de vie passe d'une valeur $t = 251$ ms dans un plasma de silane dilué dans de l'argon à $t = 44$ ms dans un plasma de SiH₄ pur (figure 2). Ces courbes de décroissance servent à calculer, à partir de la densité de SiH₂ mesurée dans la post-décharge, la densité du radical en régime stationnaire. Le profil de densité est comparé au résultat du modèle sur la figure 1. La calibration absolue de la densité reste encore à faire.

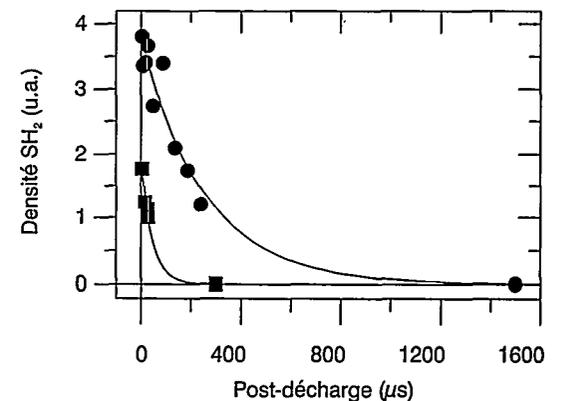


Fig. 2 - Décroissance de la densité de SiH₂ dans la post-décharge. (■) SiH₄ pur, p = 9 Pa, t_c = 44 µs; (●) mélange Ar + SiH₄ 10%, p = 9 Pa, t_c = 251 µs

Suite à ces résultats, nous envisageons de mesurer dans les plasmas SiH₄/H₂ et CH₄/H₂ les densités d'atome H par LIF à deux photons. L'atome d'hydrogène joue, en effet, un rôle fondamental, mais quantitativement mal connu, dans les mécanismes de dépôt de couches minces.

M. HERTL*, N. DORVAL, J. JOLLY**

* Doctorant CNRS

** Directeur du laboratoire mixte CNRS/Onera L-PRIAM (Plasmas Réactifs en Interactions Avec les Matériaux)

Détermination des zones d'amorçage d'un éclair sur aéronef

Le programme européen Fulmen* a été lancé pour parvenir à une définition précise des risques de foudroiement d'un appareil en vol. Ce programme vise à améliorer significativement des normes de certification et de protection actuellement en vigueur, en intégrant la connaissance du phénomène acquise ces dernières années. Dans ce contexte, l'Onera a proposé une méthode originale de détermination des zones préférentielles de foudroiement sur avion et hélicoptère.

Il est maintenant établi que le foudroiement d'une structure électriquement flottante est initié par le développement bi-directionnel de deux décharges appelées «précurseurs», l'une se propageant en direction du champ ambiant (décharge positive), l'autre se propageant en direction inverse (décharge négative). Les mesures en vol ont montré que cette double propagation s'initiait de façon dissymétrique, la décharge positive s'amorçant quelques millisecondes avant la décharge négative.

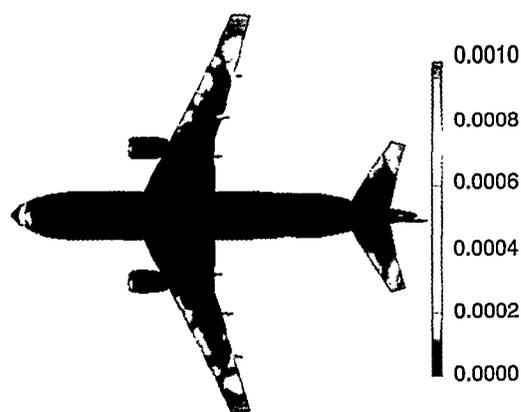


Fig. 2 - Densité de probabilité d'amorçage d'une décharge sur Super Puma



La détermination des points préférentiels d'initiation du précurseur positif (définis par convention comme points «d'entrée» du courant) est effectuée par combinaison des critères d'amorçage et de stabilisation, en cumulant les résultats obtenus pour toutes les orientations possibles du champ ambiant. Le calcul des points d'amorçage du précurseur négatif (points de «sortie») est effectué de façon similaire en tenant compte de la pré-existence de la décharge positive. Les résultats effectués dans le cas d'un Airbus A319 et d'un hélicoptère Super Puma ont fait l'objet de validations sur maquettes dans le laboratoire Haute Tension du CEAT.

Fig. 1 - Densité de probabilité d'amorçage d'une décharge sur A319

P. LALANDE, A. BONDIOU-CLERGERIE

Les recherches menées depuis le début des années 90 ont permis d'élaborer les modèles qui décrivent les phénomènes d'ionisation primaire, les mécanismes de formation des canaux conducteurs et le couplage dynamique de ces différents processus avec la distribution du champ électrique, moteur de la décharge. Le calcul des

* Fulmen : foudre en latin.

Partenaires : Aerospatiale, AEA Technology, British Aerospace, Ceat, Dornier GmbH, Ericsson Saab Avionics, Eurocopter France, Onera.

Couches minces piézo-électriques de nitrure d'aluminium : mesure des variations de pression (contrats DGAC/DPAC)

L'Unité Capteurs et MicroTechnologie (CMT) du Département Mesures PHysiques (DMPH) développe des capteurs pariétaux en couches minces, peu intrusifs et à temps de réponse court, pour la validation expérimentale des codes de calcul en aérodynamique.

Les capteurs de pression intéressent particulièrement les expérimentateurs sur bancs d'essais turbomachines. La mesure de la pression d'arrêt instationnaire sur banc Ereca peut être citée comme exemple d'application.

Des prototypes de capteurs de pression en couches minces ont été récemment étudiés et réalisés. L'élément sensible est déposé par pulvérisation cathodique radiofréquence sur un plot en alumine. Celui-ci est scellé dans un insert métallique cylindrique intégrant la connectique (figure 1).

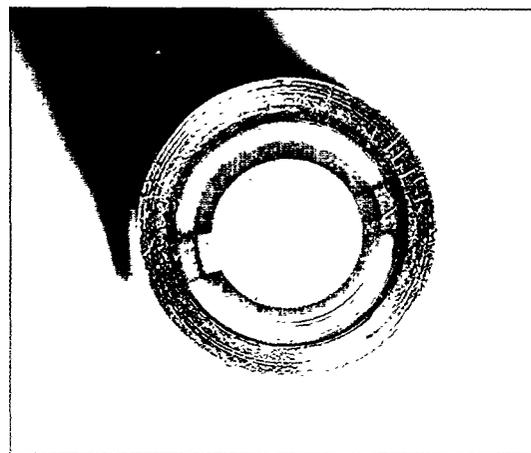
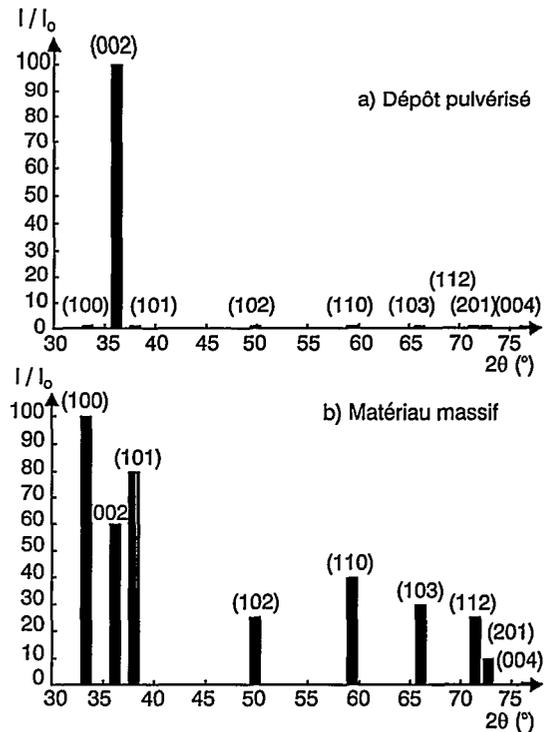


Fig. 1 - Prototype de capteur de pression (élément sensible en AlN piézo-électrique)

L'élément sensible est constitué d'une couche de nitrure d'aluminium (AlN) piézo-électrique de plusieurs dizaines de microns d'épaisseur ayant la forme d'un disque de 5 mm de diamètre. Les électrodes supérieure et inférieure, en palladium-chrome ou en platine, ont une épaisseur de 0,5 μm .

L'optimisation des paramètres de pulvérisation a permis l'élaboration de dépôts d'AlN à partir d'une cible d'aluminium. Le diagramme de diffraction des rayons X du matériau obtenu (figure 2a) révèle la structure hexagonale, de type wurtzite, de l'AlN massif (figure 2b), et indique une forte orientation préférentielle des plans (002) parallèlement à la surface du substrat.

Ces caractéristiques structurales sont les conditions nécessaires à la création de l'effet piézo-électrique recherché.



Par ailleurs, les propriétés physico-chimiques de l'AlN (température de Curie, résistance à l'oxydation) permettent d'envisager l'utilisation de ce matériau jusqu'à 1150°C.

Les essais, à la température ambiante, des prototypes de capteurs, ont permis de déterminer certaines propriétés physiques de l'AlN déposé par pulvérisation cathodique telles que la résistivité ($1,8 \cdot 10^9 \text{ W.cm}$), la permittivité relative (12,8) et le coefficient piézo-électrique d_{33} (4,2 pC/N).

La sensibilité aux variations de pression d'un capteur utilisant une couche d'AlN de 46 μm d'épaisseur (correspondant à une capacité de 31 pF) est alors de 5,2 fC/mbar. Cette mesure a été réalisée à basse fréquence, entre 20 et 60 Hz, grâce à l'emploi d'un pistonphone.

Ces résultats encourageants seront complétés par l'évaluation de la réponse en fréquence des capteurs. Actuellement, la résistivité relativement faible du matériau rend les mesures difficiles en-dessous de 10 Hz. Du côté des hautes fréquences, la bande passante de la mesure de pression sera sans doute limitée par celle de l'amplificateur, étant donnée la fréquence propre très élevée de la structure du capteur.

L'optimisation des caractéristiques physico-chimiques des dépôts d'AlN (morphologie, structure cristalline, propriétés électriques, chimiques et mécaniques en fonction de la température) est également en cours dans le cadre d'une thèse de doctorat.

P. KAYSER

Optimisation de résonateurs à quartz (contrats Tekelec/CQE)

Pour les applications embarquées, les principales qualités recherchées dans un Oscillateur UltraStable à quartz sont :

- l'insensibilité aux conditions d'environnement;
- la stabilité des caractéristiques dans le temps.

Le résonateur est l'élément critique de l'oscillateur; il importe d'étudier par simulation son comportement en présence de perturbations mécaniques. Pour cela, une méthode de modélisation par éléments finis du résonateur et un modèle mécanique analytique contrainte/fréquence sont associés pour évaluer les variations de fréquence induites par les perturbations.

La possibilité de prendre en compte les défauts de réalisation est également un facteur important pour optimiser la définition des résonateurs ainsi que les tolérances de fabrication.

Deux exemples illustrent cette activité:

- Le résonateur BVA (LCEP et BVA-Industrie) a été optimisé avec le soutien de la Dret et du Conseil Régional de Franche-Comté. Son agencement mécanique original, qui lui confère d'excellentes performances en terme de stabilité, présente cependant une fréquence de résonance à 1200 Hz incompatible avec les spécifications spatiales. L'Onera a donc entrepris d'étudier très précisément le comporte-

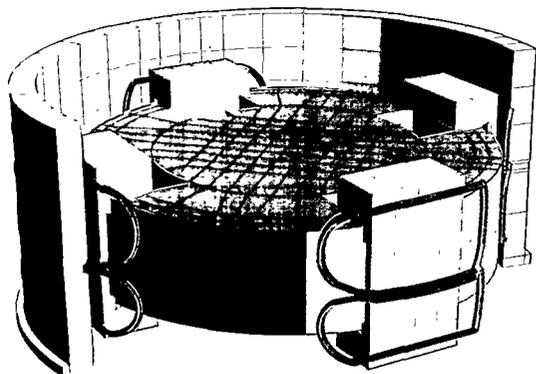


Fig. 1 - Vue d'un maillage du résonateur BVA

ment dynamique de ce résonateur, puis d'en modifier la suspension. Dans sa version optimisée, la fréquence basse est rejetée au-delà de 2000 Hz et les performances sont conservées (10^{-10} par g et 10^{-10} par bar).

- Un résonateur à faible dérive en boîtier CMS pour les télécommunications a été défini avec Tekelec-CQE, avec un soutien de la Dret. La relaxation des contraintes mécaniques piégées lors de la réalisation d'un résonateur à quartz est susceptible d'expliquer son «vieillessement», qui se traduit par une dérive lente de la fréquence de résonance. L'Onera a entrepris de vérifier cette hypothèse par simulation numérique; l'outil utilisé a été mis à profit pour définir une configuration de résonateur minimisant l'effet des contraintes piégées.

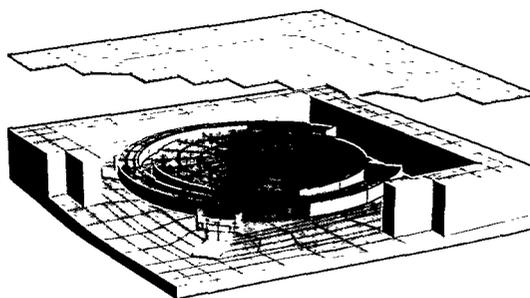


Fig. 2 - Résonateur à faible dérive en boîtier CMS

La suspension originale du résonateur ainsi optimisée a permis de réduire la dérive d'un facteur 2 par rapport à celle des résonateurs traditionnels de l'industriel (en conciliant l'encapsulation CMS qui normalement aurait dû la dégrader d'un facteur 10).

F. DEYZAC, O. LE TRAON

Contrôle de la ligne de visée des satellites d'observation

Les besoins croissants en résolution pour les satellites d'observation de la Terre, conduisent à des spécifications structurelles sévères. Un dispositif de mesure des fluctuations de la ligne de visée permettrait un contrôle en temps réel ou différé des déformées du trajet optique et donc un allègement de ces contraintes. A partir d'un cahier des charges spécifié par le Cnes, un tel moyen de mesure a été défini jusqu'à sa conception mécanique et son implantation sur mini-satellite.

La Pseudo-Etoile Inertielle Laser (PEIL) est constituée d'un faisceau laser découplé des vibrations du satellite au moyen de capteurs inertiels qui permet de matérialiser une référence inertielle dans le chemin optique du télescope. Les vibrations perturbant la prise de vue sont mesurées près du plan focal du télescope (hors champ utile), le faisceau laser ayant sondé toutes les déformations de l'instrument, y compris dans le domaine de fréquence où le satellite n'est plus considéré comme rigide (figure 1).

L'environnement vibratoire du satellite est modélisé par son niveau de bruit entre 2 et 100 Hz, et d'autre part par deux raies à 0,3 et 90 Hz.

L'objectif de précision de mesure des mouvements de la ligne de visée est de 0,1 μ rd efficace (à 1 σ) dans la bande de fréquences comprises entre 5 et 100 Hz. Pour cela, la référence optique doit être découplée des vibrations du satellite à ces fréquences; aux plus basses fréquences, la référence optique doit suivre les mouvements du satellite afin notamment que le faisceau sonde reste dans le champ du détecteur laser.

Le système de mesure doit prendre en compte un miroir de changement de ligne de visée (MCV) dont le débattement angulaire est important. Une des difficultés provient de l'exigence d'un domaine de fonctionnement important ($\pm 27^\circ$ optique) et de la précision requise

(0,1 μ rd), soit une dynamique de 10^7 . Pour cela une compensation grossière de l'orientation du MCV est effectuée de façon statique par un miroir de renvoi situé sur le plateau inertielle et asservi pour garder le faisceau dans le champ du détecteur.

Le bilan photométrique implique que le laser soit placé sur le support inertielle, le détecteur se trouvant dans le plan focal du télescope. Le tableau résume les caractéristiques de la chaîne optique optimisée.

La régulation inertielle de position angulaire est obtenue à partir d'accéléromètres angulaires Systron Donner utilisés en détecteurs d'écart angulaire et d'un détecteur de position relative du plateau par rapport au satellite. Un asservissement de vitesse stabilise la PEIL aux hautes fréquences.

Les résultats de simulation montrent que l'erreur résiduelle de bougé entre 5 et 100 Hz est de l'ordre de 80 nrd efficace (1 σ). L'erreur imputable au chemin optique est évaluée à 20 nrd (hors miroir de renvoi). Un premier bilan de la précision globale de stabilisation de la ligne de visée est estimé à 85 nrd. Ce bilan devra être complété par une estimation de l'erreur de pointage de la référence optique provenant du bruit propre de la plate-forme.

Cet instrument est conçu pour être embarqué dans un mini-satellite : les matériaux sont agréés, l'encombrement est réduit (160×260 mm²), et sa résistance aux vibrations de lancement a été analysée. En raison du domaine angulaire accessible important de l'instrument de prise de vue, le volume de placement possible de la PEIL sur le satellite est très réduit. Une solution répondant aux contraintes géométriques du mini-satellite a été proposée.

Cette étude est une collaboration DOTA-DMPH et a été réalisée par T. Huet, D. Horrière, G. Leclerc, P. Touboul et C. Besson.

C. BESSON

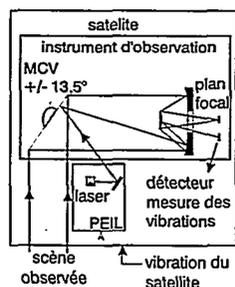


Fig. 1 - Principe de mesure des fluctuations d'axe de visée

LASER		DÉTECTEUR	
type	diode (860 nm)	type	matrice CCD 64 x 64
taille tête laser	15mm x 20 mm	dimensions	2 mm x 2 mm
taille collimateur	10 mm x 20 mm	taille pixel	16 μ m
puissance min	5 nW	bande passante	500 Hz
longueur d'onde	830 nm	saturation	300 mV
diamètre faisceau collimaté	3 mm	bruit rms	0,1 mV

Banc de mesure de BRDF (Bidirectional Reflectance Distribution Function)

Pour une amélioration des performances des imageurs optiques et pour une simulation réaliste de scènes, il est nécessaire de prendre en compte les propriétés radiométriques et spectrales des éléments de scènes.

Les propriétés radiométriques et spectrales d'un matériau dépendent de la géométrie de la scène, caractérisée par les angles relatifs source - observation - normale à l'échantillon et des caractéristiques intrinsèques au matériau comme sa rugosité et sa composition chimique.

Le banc de mesure réalisé est destiné à la mesure de la fonction de distribution de la réflectance bidirectionnelle (BRDF) et spectrale de matériaux dans le domaine spectral 0,4 - 1 μm .

Le banc de BRDF fonctionne en intérieur avec une source artificielle ou en extérieur. Ses caractéristiques sont les suivantes :

Domaine spectral :

- 0,4 - 1 μm ; bande spectrale : 540 nm ; résolution < 3 nm;
- temps minimal d'acquisition : 25 ms;
- étude spectro-polarimétrique possible.

Domaine géométrique :

- source artificielle : angle zénithal : 0° - 60°;
- observation : angle zénithal : 0° - 60°;

- angle azimutal : 0° - 180° (-10° à 190° en extérieur);
- précision de positionnement : 1°;
- répétabilité : < $\pm 0,5\%$;
- concentricité des mouvements $\leq \pm 0,5^\circ$;
- rotation de la cible autour de sa normale pour analyser les effets d'une anisotropie géométrique.

Cible :

- taille maximale de la cible analysée : 22 cm (focale 8,5 mm) pour une observation à la normale ; cette taille peut être réduite par changement de focale de l'objectif.

Pilotage et acquisition :

- automatique ou manuel (pas à pas);
- la durée de l'acquisition de la BRDF, pour une position source, sur une demi calotte hémisphérique de demi angle au sommet 60° avec un maillage de 10° est inférieure à 7 min.

Moyen mis en œuvre :

- source artificielle : lampe QTH de 650 W (régulée à 10^{-5});
- analyse spectrale par spectromètre à réseau et matrice CCD refroidie 1024 points/16 bits.

Caractéristiques mécaniques et électriques :

- poids : 850 kg (démontable en éléments d'un poids maximum de 50 kg);
- hauteur hors tout : 2,70 m;
- surface au sol : 3,5 \times 4,5 m;
- alimentation : 1 kW en 220 V.

G. SERROT, M. BODILIS, J. DUFFAUT



La déconvolution myope : une technique de restauration d'images couplée à l'optique adaptative (contrats DGA/DSP/STTC)

La turbulence atmosphérique limite sévèrement la résolution des grands télescopes observant l'espace depuis le sol. L'optique adaptative (OA) permet une correction en temps réel des effets optiques de la turbulence. Cette correction est cependant partielle : les hautes fréquences spatiales de l'objet sont présentes mais atténuées. L'image enregistrée étant la convolution de l'objet visé par la Fonction d'Étalement de Point (FEP) résiduelle, une déconvolution numérique de l'image longue pose permet d'approcher la limite de diffraction de l'instrument.

Cependant, la restitution d'un objet par déconvolution à partir de l'image corrigée par OA est un problème inverse mal conditionné : une déconvolution par simple filtre inverse amplifie considérablement le bruit de l'image ; le problème doit être régularisé en utilisant des connaissances a priori sur l'objet (positivité, contenu spectral) et sur le système d'imagerie. Ces connaissances sont intégrées dans une approche probabiliste que l'on appelle déconvolution «myope».

La déconvolution est dite «myope» car elle utilise une mesure de la FEP en tenant compte du bruit de mesure associé, qui est lié à la physique de la turbulence et au processus de correction par OA.

Cette technique est utilisée sur des images enregistrées avec le Banc d'Optique Adaptative de l'Onera (BOA) sur le télescope de 1,5 m de l'observatoire de Haute Provence. L'image de l'astéroïde Vesta (figure 1) corrigée par OA permet de distinguer la forme globale de l'astre. La déconvolution myope, utilisant l'image d'une étoile de référence comme mesure de FEP, donne une très bonne restitution du contour de l'astre, qui n'est pas sphérique, et la longueur d'onde d'observation choisie ($0,7 \mu\text{m}$) permet de mettre en évidence des structures sombres sur la surface. L'existence de ces structures est corroborée par des observations faites avec le télescope spatial Hubble.

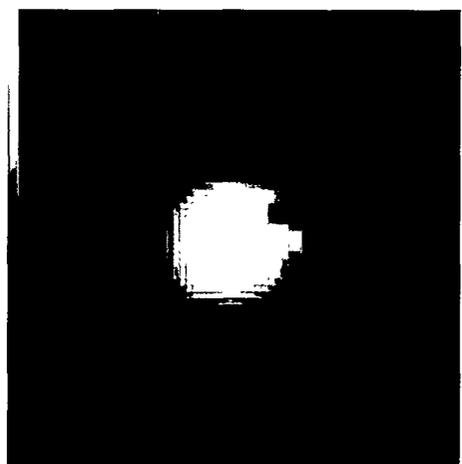
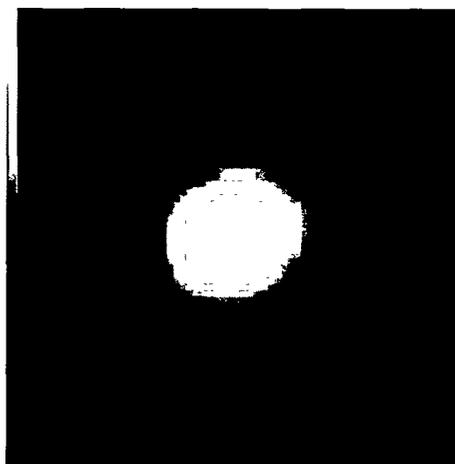
J.-M. CONAN, L. MUGNIER, V. MICHAU,
T. FUSCO, P.-Y. MADEC, G. ROUSSET

RÉFÉRENCES :

[1] J.-M. CONAN, L. MUGNIER, T. FUSCO, V. MICHAU ET G. ROUSSET - *Deconvolution of adaptive optics images using the object autocorrelation and positivity*, SPIE n° 3126, 56-67 (1997).

[2] L. MUGNIER, J.-M. CONAN, V. MICHAU ET G. ROUSSET - *Imagerie à travers la turbulence par déconvolution myope multi-trame*, Actes du GRETSI, vol. n° 16, 567-570 (1997).

Fig. 1 - Déconvolution de l'image de l'astéroïde Vesta enregistrée avec le système BOA (06/07/1996 ; 20:58 UT).
Champ : 1,65 arcsec,
temps de pose : 5 min



ECRIN'96 (Etude du Champ Radiatif Infrarouge des Nuages) : une campagne de validation des codes de transfert radiatif dans les nuages

Au début des années 90, le besoin de connaître la luminance émise par les nuages a conduit l'Onera à développer un code de diffusion 1D, appelé Nualum. Ce code a donné lieu à de premières expériences de validation en 1992 et 1994, au cours desquelles des spectres de luminance ont été mesurés avec le spectromètre SICAP¹ embarqué sur la caravelle 116 du CEV. Dans son domaine de validité (nuages stratiformes, strato-cumulus, etc.) le code donne de bons résultats, plus justes que d'autres modèles auxquels il a été comparé. Cependant, l'absence de mesures simultanées de la microphysique (concentration et taille des gouttelettes) et la spécificité des nuages observés lors de ces campagnes, rendent ces mesures insuffisantes pour la validation des codes développés récemment dans l'équipe. En effet, depuis deux ans, l'effort a porté sur le développement de codes 3D (Nualum 3D et Monet) qui nécessitent des mesures plus complexes. C'est ce nouveau besoin de validation qui a motivé la campagne Ecrin 96.

Sa réalisation a nécessité la mise en œuvre de trois avions instrumentés, avec la stratégie de mesure suivante (figure 1) :

- mesure du rayonnement par la Caravelle 116 du CEV équipée du spectromètre Sicap et de la caméra Cirap ;
- simultanément, mesure des paramètres in-situ (température, humidité, teneur en eau liquide, distribution en taille des gouttelettes, etc) par le Merlin 4 de Météo-France ;
- simultanément encore, réalisation de sondages verticaux par le lidar Léandre 1 embarqué sur le Fokker 27 de l'Insu/CNRS (Arat), afin de déterminer la présence possible de cirrus au-dessus de la zone de mesure, ainsi que les coefficients de rétrodiffusion des nuages haute et basse altitude.

En plus des mesures aéroportées, des mesures satellitales ont été réalisées (images AVHRR et Spot3) ainsi que des radiosondages.

L'expérience s'est déroulée au large de Brest du 9 au 15 octobre 96. Deux jours ont été

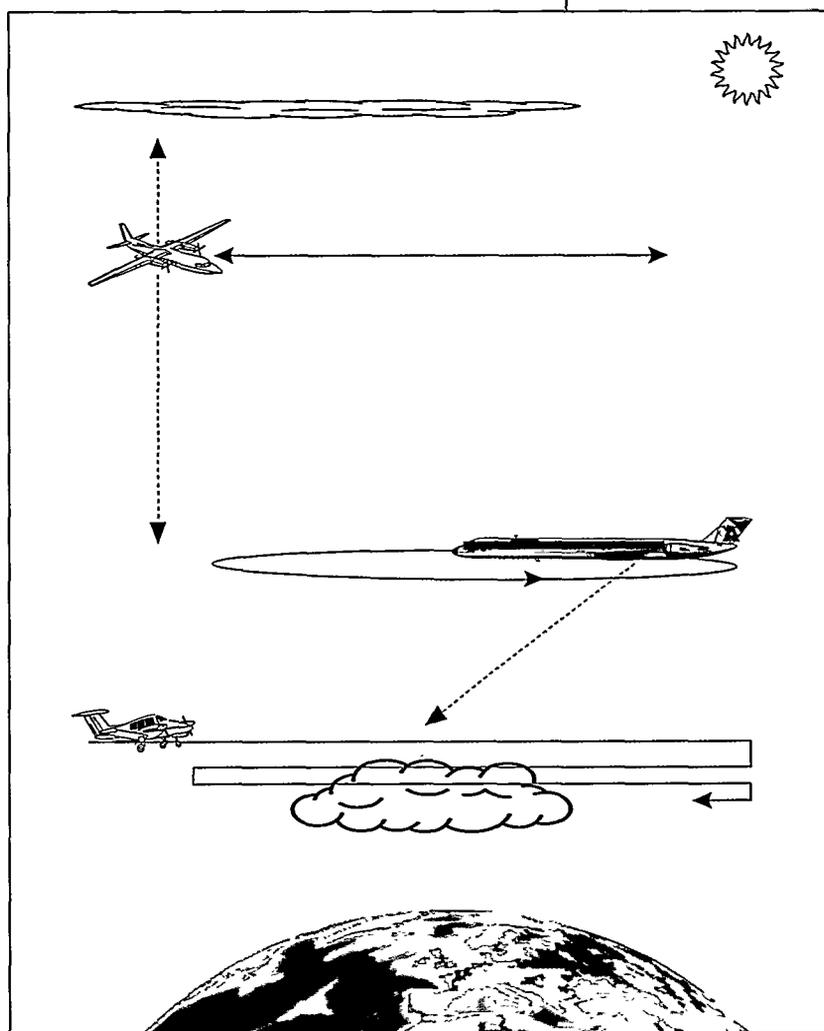
consacrés à la mesure sur des strato-cumulus, un jour à la mesure sur des cirrus et un jour à la mesure sur des nuages basse altitude en simultanéité avec le passage du satellite Spot3.

En ce qui concerne le rayonnement issu des nuages, les données obtenues sont des spectres en luminance de 1.5 à 5.3 μm et des images infrarouges dans la bande 3-5 μm . Les données spectrales seront comparées aux spectres calculés par les différents codes existants, avec, pour données d'entrées, les mesures in-situ du Merlin4 : les images AVHRR seront comparées aux images générées par Nualum 3D et les images en luminance à différentes échelles (quelques mètres pour Cirap, 20 m pour Spot et 1,1 km pour AVHRR) seront comparées aux sorties du code Monet.

Les données issues de cette campagne seront mises à la disposition de la communauté scientifique en juin 1998.

P. SIMONEAU

Fig. 1 - Stratégie de mesure sur les nuages de basse altitude : mesure in-situ par le Merlin 4 (vols en paliers à différentes altitudes), mesure de la luminance au-dessus du nuage par la Caravelle (rotations au-dessus du nuage) et sondages verticaux par le lidar embarqué sur l'Arat (allers et retours au dessus de la zone)



¹ SICAP : Spectromètre Infrarouge Cryogénique AéroPortée (spectromètre réalisé à l'Onera).

Modélisation thermique des fonds terrestres en infrarouge

L'interprétation d'images infrarouges est d'une grande complexité, car contrairement au cas du visible, de nombreux phénomènes physiques interviennent dans la formation de l'image (émissivité, inertie thermique, température de surface, etc.).

La réalisation d'images infrarouges par simulation comporte de nombreux avantages, car elle permet une exploration systématique des paramètres physiques, la simulation d'images de sites inaccessibles à une date quelconque ou, encore, de remonter à des informations a priori inconnues (taux de remplissage de cuves, épaisseur de piste d'avion, temps écoulé depuis le décollage d'avions, etc.).

Le code MISTRAL (Modélisation Infrarouge de Scènes Terrestres RéAListes) a été développé pour répondre à ce besoin. Sa particularité réside dans la possibilité de calculs thermiques instationnaires tridimensionnels sur des objets définis comme tels dans la base de données géométriques de la scène. Ce point devrait permettre d'atteindre des précisions de résolution très inférieures au mètre, mais seulement pour des cibles ponctuelles. Il n'est en effet pas justifié d'étendre les calculs tridimensionnels à l'ensemble d'une scène, pouvant atteindre plusieurs kilomètres carrés, alors que le sol (composante majoritaire en général) est typiquement monodimensionnel. Mistral devrait également permettre une quantification des erreurs faites par les codes dits industriels où les calculs thermiques sont uniquement monodimensionnels.

Le code Mistral comprend quatre modules.

La base de données géométriques est créée par le premier module, MIRAGE (Module d'InterfAce Géométrique). Il formate et vérifie la cohérence des données.

Le second module, DEESSE (Dépôt d'Energie Solaire sur la Scène), détermine les luminances ayant pour origine les rayonnements thermiques de fond de ciel, solaires diffus et solaires directs, par une discrétisation adéquate de l'atmosphère. Le code de transmission atmosphérique Lowtran7 est utilisé. Un code de lancer de rayon détermine les ombrages solaires des facettes à chacun des pas de temps.

Le troisième module, TESOS (Température de Surface d'Objets de Scène), assure le calcul de la température de surface des facettes. Celles-ci sont traitées de façon indépendante (cas des facettes de sols 1D) ou par groupe (objets 3D). La résolution, 1D, 2D (3D en cours de réalisation) prédéfinie par défaut, peut être modifiée par le fichier de contrôle, ainsi que le type de maillage utilisé (cartésien, cylindrique ou généralisé). Les objets sont maillés à l'aide d'un maillage volumique. L'intégration de l'équation de luminance assure le calcul du dépôt d'énergie par facette, en fonction des données spectrales et directionnelles. Les caractéristiques thermiques et optiques des matériaux sont extraites de la BDTO (Base de Données Thermo-Optique gérée sous Oracle) au fur et à mesure des besoins.

Le dernier module MOLIERE (Module de Luminance infrarouge) intègre les équations de luminances pour simuler une image en entrée du capteur (en cours de développement). La technique du Zbuffer est utilisée pour projeter la scène 3D en une image 2D.

Ph. BARILLOT

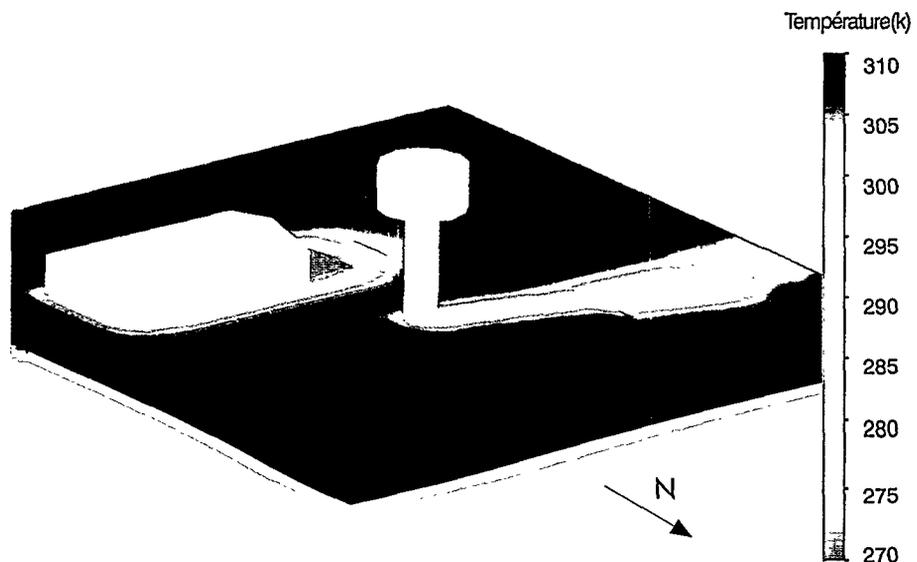


Image thermique d'une scène 3D avec ombres solaires (simulation au lever du soleil)

Voir sans être vu ou comment esquiver l'effet «œil de chat»

Les yeux des chats brillent dans la nuit lorsqu'ils sont surpris par le faisceau de lumière d'une lampe de poche ou les phares d'une voiture c'est l'effet «œil de chat». Le principe en est le suivant : la lumière qui entre dans l'œil est focalisée sur la rétine où elle est partiellement réfléchi ; elle retransverse alors l'optique de l'œil et ressort collimatée dans la direction d'éclairage. Le principe s'applique à tous les instruments d'optique qui ont des plans focaux matériels : rétine de l'œil derrière des jumelles ou une lunette, réticule d'une lunette, caméra CCD (ou autre) au foyer d'un objectif etc. La photo ci-dessous illustre cet effet. La caméra CCD au foyer d'un objectif est éclairée par une lampe blanche collimatée. Une lame semi-réfléchissante est positionnée sur l'axe d'éclairage et permet d'imager la scène éclairée. La caméra CCD tourne de façon à progressivement confondre son axe optique avec celui d'éclairage (photo du milieu) où l'effet «œil de chat» est maximal.

Ce principe est utilisé dans les DOP (Détecteurs d'Optiques Pointées) qui permettent, dans un contexte militaire, de repérer les tireurs embusqués (ou «snipers») et, dans un contexte civil, de repérer les photographes indiscrets.

Différents moyens permettant de réduire fortement cet effet ont été testés. Citons les plus simples :

- une défocalisation du ou des plans focaux permet une réduction rapide de l'effet lorsqu'une image nette n'est pas indispensable à la mission de l'appareil. Sur le même principe, l'inclinaison du plan focal réduit aussi l'effet «œil de chat» par vignettage du flux réfléchi. L'image sera alors nette au centre du champ mais flou en bord de champ ;

- pour l'imagerie visible où la quantité de lumière qui rentre dans l'appareil est souvent suffisante, on peut positionner un masque antisymétrique dans la pupille de l'instrument pour bloquer les rayons réfléchis spéculairement sur le plan focal. Ce masque va bien sûr dégrader la qualité optique de l'instrument et sa forme sera choisie de façon à favoriser certaines fréquences spatiales en fonction de l'instrument.

Dès à présent, l'expérience acquise grâce au développement d'un banc d'étude et de caractérisation de Surface Equivalente Laser (SEL) ainsi qu'à une activité de modélisation nous permet d'envisager la mise en place de codes de simulations précis. Ceux-ci pourront être utilisés dès la conception de l'instrument afin de réaliser une optique à effet «œil de chat» réduit, utilisant, par exemple, un montage optique hors d'axe ou un traitement spécifique déposé à la surface du détecteur.

Un tel système optique permettra donc d'être discret et de voir sans être vu.

A. DOLFI, J. ROBINEAU

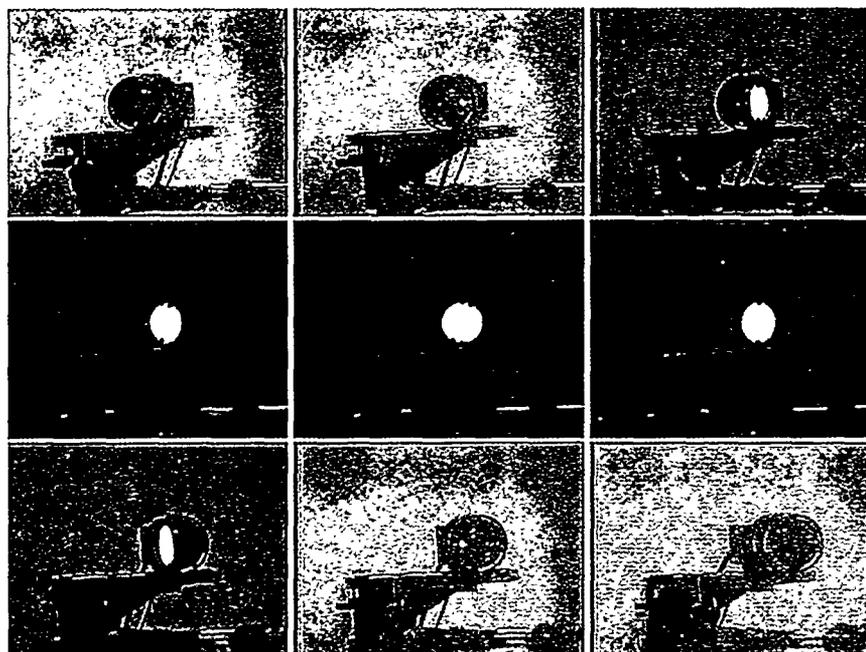


Illustration de l'effet «œil de chat» sur une optique pointée

Observation de la terre par synthèse d'ouverture optique

La résolution d'un télescope est inversement proportionnelle à son diamètre ; celui-ci est limité par la technologie actuelle à une dizaine de mètres pour des télescopes au sol et à quelques mètres pour des télescopes embarqués sur satellite, par suite de contraintes d'encombrement et de poids. La Synthèse d'Ouverture Optique (SOO) est une technique permettant de dépasser la limitation en résolution qui en résulte. Elle consiste à faire interférer c'est-à-dire à «cophaser» un réseau de télescopes dits élémentaires pour former une image commune, dont la résolution peut atteindre celle d'un télescope englobant tous ces télescopes élémentaires.

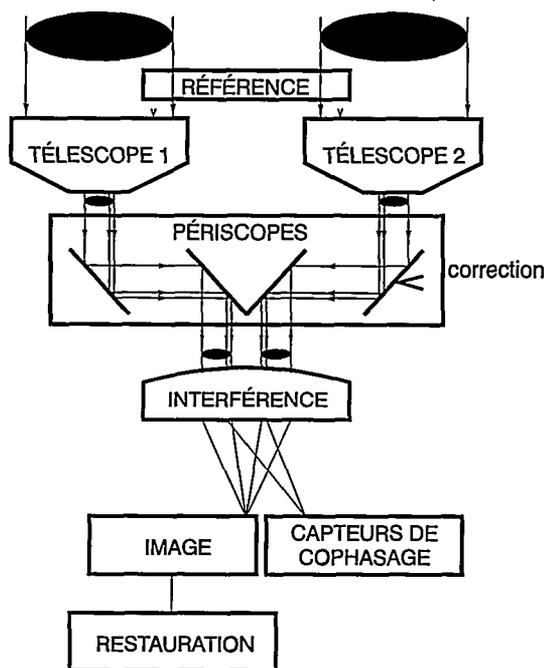


Schéma-bloc d'un instrument d'imagerie à SOO

L'Onera a participé, dans le cadre d'une coopération internationale, à une étude de faisabilité d'un système à SOO pour l'observation de la terre dans le visible depuis un satellite. La difficulté essentielle de l'utilisation de la SOO pour une telle application tient dans le champ recherché, qui est très étendu. Les aspects étudiés par l'Onera ont été :

- la configuration pupillaire : la surface collectrice de l'instrument et la résolution à atteindre étant données, la réponse de l'instrument a été optimisée en jouant sur les degrés de liberté que sont le nombre et le positionnement des télescopes élémentaires [1] ;
- les conditions permettant une imagerie à très grand champ : on a montré comment

ces conditions deviennent de plus en plus contraignantes quand le rapport champ sur résolution augmente. On a quantifié leur impact sur le système de contrôle actif de cophasage des télescopes élémentaires (types de défauts optiques à corriger, types de sources de références à utiliser - interne ou externe) [2, 3] ;

- la conception d'un senseur de cophasage et des algorithmes de mesure de phase associés : un concept de système de cophasage mixte, comportant un cophasage interne à haute fréquence temporelle (mais susceptible de dérives) et un cophasage externe plus lent mais corrigeant les dérives du premier, a été proposé. Un algorithme de mesure des défauts de cophasage à partir de mesures plan focal a également été développé et implanté [2, 3] ;

- la simulation de l'acquisition d'images par un tel instrument : elle a tenu compte à la fois des aberrations optiques (conception, fabrication et assemblage), des erreurs résiduelles de cophasage, des erreurs de pointage et des bruits sur l'image [2] ;

- la restauration des images : en SOO, la réponse du système a d'importants lobes secondaires, ce qui rend nécessaire la déconvolution des images. Celle-ci a pris en compte le spectre typique des objets observés et les niveaux des bruits d'enregistrement [2].

L'ensemble de ces travaux a permis de valider globalement, par simulation, le concept de l'instrument.

L. MUGNIER, F. CASSAING, G. ROUSSET, B. SORRENTE

RÉFÉRENCES:

- [1] L. MUGNIER, G. ROUSSET ET F. CASSAING - *Aperture configuration optimality criterion for phased arrays of optical telescopes*, J. Opt. Soc. Am. A, 13 (12), pp. 2367-2374, déc. 1996.
- [2] F. CASSAING, L. MUGNIER, G. ROUSSET ET B. SORRENTE - *Éléments-clés de la conception d'un instrument spatial à synthèse d'ouverture optique*, actes de ICSO'97, Toulouse, déc. 1997.
- [3] F. CASSAING - *Analyse d'un instrument à synthèse d'ouverture optique : méthodes de cophasage et imagerie à haute résolution angulaire*, thèse de doctorat, Université Paris XI, Orsay, déc. 1997.

Traitement de l'Information et Systèmes

La branche «Traitement de l'information et systèmes» a pour mission de conduire les recherches pluridisciplinaires permettant de proposer et d'analyser de nouveaux concepts pour les futurs systèmes aérospatiaux, en s'appuyant sur les outils les plus pertinents du traitement de l'information et de la commande optimale.

Cette branche, qui peut sembler une nouveauté à l'Onera, consacre en fait une double évolution :

- le développement depuis plusieurs années d'équipes, d'un haut niveau de compétence, dans les domaines du traitement de l'information, de la commande et des études de synthèse. Ces équipes sont maintenant rassemblées dans la nouvelle organisation de l'Office;

- la nouvelle donne qui résulte de la révolution des technologies de l'information et de ses conséquences, en terme de ruptures prévisibles, sur les systèmes.

Les recherches, qui sont menées au sein de trois départements, couvrent les domaines suivants :

- la dynamique du vol, avec l'identification des modèles de comportement d'aéronefs et l'étude de leur interaction avec l'environnement (turbulence, sillage d'un autre avion);

- la commande, notamment pour le contrôle des futurs gros avions de transport souples et de l'hélicoptère-drone Vigilant;

- l'analyse numérique, avec l'étude d'algorithmes spécifiques (PRF «Méthodes multidomaine et parallélisme») et avec le soutien théorique aux autres branches pour des simulations fines (maillages auto-adaptatifs);

- les systèmes complexes nécessitant des méthodes de validation (exemple : PRF «Avionique nouvelle»), des méthodes de simulation (avec traçabilité des choix de conception) et de planification (avec contraintes);

- les aides à la décision, avec d'une part le traitement d'images pour des systèmes autonomes (guidage terminal) ou supervisés (aide aux photointerprètes d'images de satellites), d'autre part la fusion de données numériques incertaines ou de renseignements sous forme symbolique (en coopération avec Thomson/RCC);

- l'interaction homme-machine, avec l'analyse de rapports d'incidents de vol, en coopération avec la Nasa, en vue d'améliorer la sécurité des vols;

- la prospective pluridisciplinaire qui permet, en synergie avec les recherches des autres branches, l'expertise de projets (missile Apache/Scalp), la conduite d'opérations en liaison avec des industriels (radar Graves de surveillance de l'activité spatiale, configurations Cheops/Chefren de missiles supersoniques) et la conduite de projets à plus long terme (PRF «Statomixte» pour le vol hypersonique en coopération avec le DLR).



Jean FAVE, directeur de
branche avec ses
directeurs de département.
De gauche à droite :
René JACQUART,
Jean FAVE,
Jean-Pierre JUNG
et Claude AUMASSON

Département PRospective et Synthèse (DPRS)

Activités marquantes

Le DPRS a pour mission de promouvoir et de valoriser la synergie et la complémentarité entre les diverses disciplines scientifiques et techniques maîtrisées par l'Onera. Il anime plusieurs développements exploratoires et projets de recherche fédérateurs. Il mène des études d'évaluation sur des nouveaux concepts (véhicule, propulsion, équipement, système). Il développe et utilise des outils numériques pour l'analyse et l'optimisation des performances ou l'exploitation des bases de connaissances.

En 1997, on peut noter le début de la phase de réalisation du prototype Graves de radar de surveillance de l'activité spatiale (en collaboration avec le DEMR), ainsi que la réorientation du développement exploratoire Chefren (moteur à statoréacteur) vers des objectifs plus directement liés à la nouvelle filière de missiles ASMP.

Trois nouveaux projets de recherche fédérateurs ont également commencé à se mettre en place :

- le projet "Statomixte", dans la perspective des futurs moteurs aérobies hypersoniques et d'un éventuel véhicule de démonstration (en coopération avec le DLR);*
- le projet "Aéroport du futur", pour proposer et étudier de nouvelles solutions à la gestion du trafic aérien au voisinage d'un aéroport et sur les pistes elles-mêmes.*
- le projet "Halerte" (en collaboration avec le DCSD), pour analyser les problèmes posés par un drone à haute altitude et longue endurance (avec sa charge utile), puis se doter des moyens pour l'évaluer ou le spécifier.*

En ce qui concerne l'évaluation ou l'expertise, on peut citer pour 1997 des travaux liés à la défense anti-missile balistique: le dimensionnement d'un système d'alerte précoce basé sur des satellites géostationnaires à télescope IR (en collaboration avec le DOTA et le DTIM), et l'étude Combat de létalité des charges chimiques. Un travail important a d'autre part été poursuivi sur les performances de divers systèmes de navigation/localisation (navigation inertielle à recalage altimétrique pour missile de croisière, localisation de type DGPS pour l'aviation civile).

A la fin 1997 a par ailleurs été livré au Cad le logiciel Athos (développé en commun avec la société Aéro) pour l'évaluation, en conditions opérationnelles, de la pénétration d'un raid de missiles de croisière Apache. Dans le domaine du développement logiciel, un soutien a été apporté par le DPRS à d'autres départements pour la conception et l'architecture de grands logiciels de calcul scientifique (Elsa, Pame), ou d'exploitation de mesures (Laser3).

Liste des principaux responsables :

Directeur du département : Claude AUMASSON
Adjoint au directeur Bruno LAMISCARRE
Adjoint de gestion : Dominique BIAUSSE
Chefs d'unité :
Systèmes aéronautiques : Bruno LAMISCARRE
Systèmes spatiaux et de défense : Thierry MICHAL
Concepts de véhicules et technologies nouvelles : Guy BOYET
Analyse de performances : Antoine GUIGON
Prospective et expertise : Claude AUMASSON

Effectifs

Le DPRS a un effectif de 59 personnes, dont 47 ingénieurs et 8 techniciens.

Département Commande des Systèmes et Dynamique du vol (DCSD)

Activités marquantes

Le DCSD a pour objectif la maîtrise des comportements des systèmes dynamiques complexes. La mission du département est de développer des recherches pour maintenir une grande expertise en commande, conduite de systèmes et mécanique du vol. Il contribue en outre à la définition d'expérimentations et d'essais pour la validation de concepts.

Les études visent en premier lieu à définir et caractériser les performances des systèmes, à en améliorer la sécurité et en réduire les coûts. A cela s'ajoutent les travaux sur l'interaction avec l'environnement (comme la turbulence de sillage), les analyses de qualité de vol et d'interface homme-machine.

On citera en 1997 les réussites enregistrées sur les systèmes aériens robotisés à travers les premiers vols en navigation autonome du drone hélicoptère Vigilant en liaison étroite avec la société Techno Sud Industrie (TSI) pour lequel le DCSD a assuré la définition complète des lois de navigation et du calculateur embarqué. La plate-forme de simulation de l'ensemble a été présentée au Salon du Bourget.

Une quinzaine de grands projets sont actuellement en cours, dont beaucoup relatifs au développement de concepts nouveaux. Tel est le cas des programmes sur les avions civils: COVAS (COntôle du Vol de l'Avion Souple), MOSAS (MOdélisation et Simulation de l'Avion Souple), REAL (Robust Efficient Automatic control Laws design) et WAVENC (WAKE Vortex Evolution and ENCOUNTER) dont les résultats seront déterminants dans l'appréciation que fera connaître Airbus Industrie sur la faisabilité de l'avion géant à haute densité A3XX (de 500 à 1000 places selon les versions et aménagements prévus).

Tel est le cas également de trois programmes sur avions d'armes, CIEL (Contrôle à Incidence Élevée), DREAM (Démonstrateur pour Recherches et fluides sur l'Agilité et la Manœuvrabilité) et ACTIF (Avion de Combat Tactique Intégrant la Furtivité) en collaboration avec Dassault Aviation et qui serviront de bases de données de validation de concept pour le développement des avions de combat post Rafale.

Dans le domaine des hélicoptères, les programmes HeliFlow, RESPECT (Rotorcraft Efficient and Safe Procedures for Critical Trajectories) et Smart Helicopter constituent le fer de lance de recherches destinées à renforcer la sécurité et améliorer les performances et l'acceptabilité d'un type d'aéronef fortement exposé aux contraintes environnementales.

Les études sur les UAV à travers le programme franco-américain Moustique sous financement SPAé et Wright Laboratories et dont la maîtrise d'œuvre est assurée en France par Dassault Aviation vont placer DCSD dans une position d'expertise pour le futur concept opérationnel de mise en œuvre de plates-formes autonomes hautement manœuvrantes en accompagnement des avions de combat en mission tactique.

Dans le domaine spatial, le Cnes (Centre spatial de Toulouse) et la DGA (Spoti) ont confié au département les études de conception de nouveaux systèmes de contrôle d'attitude de satellites manœuvrants utilisant des gyrodynes (ou actionneurs gyroscopiques). Un banc d'essais destiné à l'illustration de l'interaction dynamique complexe entre actionneurs et véhicule est en cours de développement.

Pour ce qui est des recherches primées, le prix LAMB 1997 de l'Académie des Sciences a été accordé aux équipes de DCSD pour leur contribution à la détermination des lois de stabilisation et de pilotage de tous les sous-marins nucléaires de la Force océanique stratégique (SNLE et SNLE de nouvelle génération) et de l'ensemble des nouveaux bâtiments de surface (frégates La Fayette, Horizon, ... et porte-avions nucléaire Charles de Gaulle). Une notoriété comparable accompagne l'expertise acquise par les chercheurs de DCSD en commande de structures flexibles: les recherches effectuées dans ce domaine au département à l'occasion de nombreuses études pour le Cnes sur les satellites et lanceurs et pour Aerospatiale sur l'avion souple ont été consacrées par l'attribution du prix des Sciences de l'Ingénieur.

Liste des principaux responsables

Directeur du département : Jean Pierre JUNG
Adjoint au directeur (DCSD Lille): Robert VERBRUGGE

Chefs d'unité :

Commande et intégration Daniel ALAZARD
Identification et commande Sylvain PRUDHOMME
Conduite et décision Gérard VERFAILLIE
Qualité et sécurité de vol Dominique TRISTRANT
Pilotage, simulation, expérimentation en vol Huu Thanh HUYNH

Maîtres de Recherches : P. APKARIAN, C. BARROUIL, G. BEL,
J.-P. CHRETIEN, A. DESOPPER, M. GAUVRIT, J.-F. MAGNI- P. MOUYON
C. REBOULET, G. VERFAILLIE

Directeur de recherches : Professeur A.-J. FOSSARD
HDR : P. APKARIAN, C. BARROUIL, A. DESOPPER,
A.-J.FOSSARD, M. GAUVRIT, J.-F. MAGNI, G. VERFAILLIE

Effectifs

DCSD regroupe un effectif d'une centaine de personnes dont 74 chercheurs, techniciens et personnel administratif et 26 doctorants ou stagiaires de moyenne durée, répartis dans cinq unités. Trois unités sont implantées à Toulouse, une à Lille et une à Salon de Provence.

Travaux publiés en 1997

- M. BARBIER -CLEOPATRA - *information et guidage des usagers*.
CERTU TRANS FLASH - *Bulletin d'Information des Déplacements Urbains Départementaux et Régionaux* n° 214, janvier 1997.
G. BEL - *Apport de la recherche à la gestion de production*, Nouvelle Revue Aéronautique et Astronautique, n°1 p 42-45, Janvier/février 1997.
P. APKARIAN - *On the Discretization of LMI-Synthesized Linear Parameter-Varying Controllers Automatica*, 97 vol. 33 n° 4 p. 655-661, avril 1997.
J.-F. MAGNI, S. BENNAMI, J. TERLOUW (Eds) - *GARTEUR : Robust Flight Control : a design challenge*, Lectures notes in control and Information Sciences 224 - Springer, 1997.
B. DANG VU - *Non-linear dynamic inversion control*, Lectures Notes in Control and Information Sciences 224, p 102-111.
F. BOURNONVILLE - *Inventory and statement of optimization problems in Flights Mechanics Task 1*, Final Report GARTEUR - FM AG 10 - Report - Avril 1997.
B. ESCANDE - *Non-linear dynamic inversion and LQ techniques*, Lectures Notes in Control and Information Sciences 224, p. 523-540.
J.-L. GALLEGO, J.-L. FARGES, J.-J. HENRY - *Traffic Queue Estimation Sociedad Española de Estadística e Investigación Operativa*, Top, 1997, vol. 5, n°1, p.81-93.
S. LEGUAY, C. REBOULET - *Optimal Design of a redundant spherical parallel manipulator*, Revue ROBOTICA, Vol. 15, part 4, p. 399-405, Juillet/août 1997.
A.-J. FOSSARD, D. NORMAND CYROT (Eds) - *Nonlinear Systems*, Volume 3 : Control Chapman & Hall, août 1997.
A.-J. FOSSARD - *Systèmes multientrées-multisorties*, Techniques de l'Ingénieur - R 7 220, Septembre 1997.
J.-M. BIANNIC, P. APKARIAN, W.-L. GARRARD (Université de Minnesota) - *Parameter-varying control of high performance aircraft*, AIAA Journal of Guidance Control and Dynamics, Vol 20 - n°2 p. 225-231, March-April 1997.
Y. LE GORREC, J.-F. MAGNI, C. CHIAPPA - *Flexible Transmission System Controlled by Modal Dynamic Feedback*, European Journal of Control, n° 3 p.227-234, décembre 1997.
G. FERRERES, V. FROMION - *Computation of the robustness margin with the skewed μ tool*, Systems & Control Letters. Vol. 32 n°4, p.193-202, décembre 1997.
L. CHAUDRON, C. COSSARD, N. MAILLE, C. TESSIER - *A purely symbolic model for dynamic scene interpretation*, International Journal on Artificial Intelligence Tools. Vol. 6, n° 4 p. 636-664, 1997.

Thèses soutenues en 1997

P. DAGO - *Extensions d'algorithmes dans le cadre des problèmes de satisfaction de contraintes valués. Application à l'ordonnancement de systèmes satellitaires* - Thèse de doctorat Supaero - Le 12 juin 1997 à Toulouse - Directeur de thèse : E. Bensana

Y. PLIHON - *Intérêt de la commande hybride position-force pour la téléopération en présence de retard* - Thèse de doctorat Supaero - Le 14 octobre 1997 à Toulouse - Directeur de thèse : C. Reboulet

R. LANDRY - *Techniques de robustesse aux brouilleurs pour les récepteurs GPS* - Thèse de doctorat Supaero - Le 16 décembre 1997 à Toulouse - Directeur de thèse : Ph. Mouyon

Département Traitement de l'Information et Modélisation (DTIM)

Activités Marquantes

La mission du DTIM couvre l'exploration ou l'adaptation aux secteurs aéronautique, espace et défense des concepts, méthodes et techniques propres à modéliser et à traiter des informations (numériques, symboliques, signaux, images).

Les travaux de recherches peuvent, dans ces secteurs applicatifs, soit constituer des sujets de recherches autonomes visant à l'approfondissement des connaissances indispensables à la maîtrise de systèmes complexes, soit, par leur caractère transversal, fournir les méthodes et les moyens permettant de conduire des projets et recherches pluridisciplinaires. Les résultats de ces travaux visent également la maîtrise des exigences non-fonctionnelles des systèmes : performances, sécurité, coût, etc.

En 1997, le département a participé à de nombreux Projets de Recherches Fédérateurs (PRF) de l'Office. Il assure notamment la maîtrise d'œuvre du PRF «Méthodes multi-domaines pour le calcul haute performance» et participe de façon importante au PRF «Contrôle actif d'écoulements» et à l'Atelier de modélisation électromagnétique.

L'année 1997 a également vu la confirmation de la reconnaissance de DTIM au niveau européen dans les activités de Calcul à haute performance par la participation au programme HPCN du programme Esprit IV. DTIM participe à plusieurs consortiums dans ce secteur (Activate, Domino, Parasol, ...).

L'activité en traitement d'images a permis d'obtenir des résultats significatifs dans différents secteurs : photo-interprétation, reconnaissance aérienne, aide au pilotage, auto-guidage de systèmes autonomes (Scalp/EG), au recalage de navigation, à la détection, reconnaissance, reconstruction d'objets 3D. Ces activités sont consolidées au travers de la plate-forme Papi.

Il faut souligner en 1997 les résultats obtenus pour la conception et la validation de systèmes embarqués avion en coopération avec Aerospatiale, Dassault Aviation et Sextant Avionique. Ces résultats ont permis de disséminer dans le secteur aéronautique certaines techniques formelles de conception et de validation.

L'année 1997 a également vu le succès de démarches et de travaux dans deux domaines : celui de la fusion de renseignement avec le succès dans l'appel d'offres DEFR (en coopération avec Thomson, pour le compte de Spoti) et le lancement d'un projet en Sécurité informatique, en coopération avec le Cassi.

Liste des principaux responsables

Directeur de département : René JACQUART

Adjoint au directeur : Alain APPRIOU

Chefs d'unité :

Calcul à haute performance Pierre LECA

Conception et validation de systèmes informatiques Jacques CAZIN

Méthodes et conception de traitements Alain SEVE

Modélisation, ingénierie des besoins Jack FOISSEAU

Modélisation mathématique, statistique et numérique Daniel KALFON

Traitement d'images Gilles FOULON

Directeurs de Recherches :

A. APPRIOU, R. DEMOLOMBE, J. ERCEAU

Maîtres de Recherches :

P. BOURRET, G. EIZENBERG, D. KALFON, B. LÉCUSSAN, P.-A. MAZET, F. ROGIER, F.-X. ROUX

Effectifs

Le DTIM a un effectif de 93 personnes, dont 63 ingénieurs de recherches et 25 doctorants, répartis dans six unités de recherches installées sur deux sites : Châtillon et Toulouse.

Travaux publiés en 1997

P. BIEBER - III.6 - *Techniques formelles pour le développement d'une passerelle de sécurité au niveau ITSEC-E4*, Article intégré au livre de la série ARAGO de l'Observatoire Français des Techniques Avancées (OFTA) : Application des techniques formelles au logiciel, ARAGO n° 20, juin 1997.

P. BIEBER - *Utilisation de la méthode B dans le cadre des ITSEC*, La Lettre B n° 2, avril 1997.

L. CHOLVY - *Flexible query answering in a group of databases, Flexible query answering systems*, T. Andreasen, H. Christiansen, H.L. Larsen Editors, p. 141-161, 1997 Kluwer Academic Publishers

R. DEMOLOMBE - *Answering queries about validity and completeness of data: from modal logic to relational algebra* (revised version). In Flexible Query-Answering Systems, Eds. : T. Andreasen, H. Christiansen, H.L. Larsen, Kluwer Academic Publisher, 1997.

B. d'AUSBOURG, G. DURRIEU, P. ROCHÉ - III.5 : *Approche pour la validation et la vérification formelles de systèmes d'IHM*, Article intégré au livre de la série ARAGO de l'Observatoire Français des Techniques Avancées (OFTA) : Application des techniques formelles au logiciel, ARAGO n° 20, juin 1997.

J. CAZIN, C. SEGUIN - III.4 : *Utilisation d'un environnement de logique temporelle pour la validation et le test d'un système de commandes électriques d'avion* Article intégré au livre de la série ARAGO de l'Observatoire Français des Techniques Avancées (OFTA) : Application des techniques formelles au logiciel, ARAGO n° 20, juin 1997.

D. COMTE, N. HIFDI, P. CHUROUX, J.-P. BOUZINAC., S. KOCON, M. FRACES, T. COLLETTE, P. SCHEER - *Optical free-space interconnections inside parallel architectures: ONERA-CERT activities*, Contribution au livre; Optical interconnections and parallel processing the interface, Ed. Kluwer. A paraître 1997.

P. MICHEL, M. GONDRAN - *Conclusions et recommandations du Groupe de Travail*, Conclusion intégrée au livre de la série ARAGO de l'Observatoire Français des Techniques Avancées (OFTA) : Application des techniques formelles au logiciel, ARAGO n° 20, juin 1997.

J.-P. VILA, Ph. VILLEDIEU - *Convergence de la méthode des volumes finis pour les systèmes de Friedrichs*, C.R. Académie des Sciences, Paris, I. 325, Série I, septembre 1997.

Ph. VILLEDIEU, J. HYLKEMA - *Une méthode particulière aléatoire reposant sur une équation cinétique pour la simulation numérique des sprays denses*, C.R. Académie des Sciences, Paris, I. 325, Série I, août 1997.

Thèses soutenues en 1997

F. BONIOL - *Étude d'une sémantique de la réactivité : variation autour du modèle synchrone et application aux systèmes embarqués*, Thèse ENSAE Toulouse, décembre 1997.

F. PAGANI - *Ordres partiels pour la vérification de systèmes temps réel*, Thèse ENSAE Toulouse, juillet 1997.

V. WIELS - *Modularité pour la conception et la validation formelles de systèmes*, Thèse ENSAE Toulouse, octobre 1997.

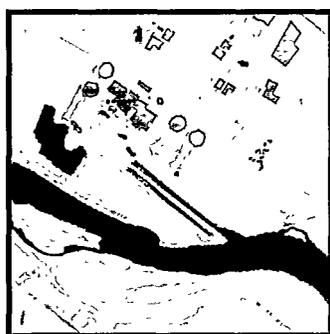
Ch. FRABOUL - *Habilitation à diriger les recherches*, soutenue à l'INPT le 13 janvier 1997.

Table des matières

Fusion de sources d'information incomplètement définies -----	4-11
Techniques d'intelligence artificielle distribuée pour la maîtrise des systèmes complexes -----	4-12
Modélisation et étude d'architectures de systèmes avioniques -----	4-13
Approche «objet» et calcul haute performance. Une expérience dans le domaine des codes «particules-grille» -----	4-14
Modélisation et simulation numérique des collisions dans les brouillards denses de gouttelettes liquides -----	4-15
Méthodes de résolution par sous-domaines. -----	4-16
Compensation de la gêne du porte-avions Charles de Gaulle : le Système Cogite -----	4-17
Optimisation de la programmation des satellites d'observation -----	4-18
Le projet Perception -----	4-19
Recherches en vol avec le dauphin 6075 du CEV Istres -----	4-20
Caractérisation du sillage des avions sur la base d'essais en vol de maquettes -----	4-21
Le soufflage tangentiel d'avant-corps pour le contrôle en lacet à grande incidence -----	4-22
Du code de calcul au composant logiciel réutilisable : le projet pilote 3C3D et ses applications. -----	4-23
Estimation de la probabilité de collision entre un satellite et un débris spatial ---	4-24
Estimation de trajectoires de missiles balistiques avec un système de veille satellitaire -----	4-25
Drone haute altitude grande vitesse -----	4-26
Au delà du Prepha : une coopération franco-allemande sur la propulsion aérobie à grande vitesse -----	4-27
Athos : un simulateur synchro-événementiel pour évaluer la capacité de pénétration du missile Apache -----	4-28

Fusion de sources d'information incomplètement définies

En traitement de l'information, l'intérêt que représente une approche multi-sources dans de nombreux contextes d'applications, comme par exemple la classification, se situe à la fois au niveau des performances et au niveau de la robustesse. Cette démarche a pour objectif d'exploiter au mieux les avantages de chacune des sources d'information, tout en essayant de pallier leurs limitations individuelles. En particulier, lorsque les sources disponibles sont amenées à fournir des informations imparfaites (incertaines, imprécises, incomplètes, contradictoires), une telle solution permet d'accéder, après fusion, à une information globale plus fiable et plus complète. La complémentarité et la redondance des informations sont alors deux facteurs essentiels pour obtenir un tel effet.



-  Bâtiment
-  Eau
-  Forêt
-  Champ

Vérité terrain



Fusion Spot et Radar

En terme de modélisation, une approche multi-sources suppose au départ les sources définies sur un même référentiel composé des hypothèses d'intérêt pour le problème traité. Pour une application de classification, ces hypothèses correspondent aux différentes classes possibles a priori. Cependant, dans la pratique, il est souvent difficile, compte tenu des données disponibles, de ramener l'information discrimi-

nante de chaque source sur un référentiel commun. Par exemple, une application de reconnaissance lorsque l'apprentissage est incomplet génère ce type de difficulté, seules étant accessibles les hypothèses pour lesquelles l'apprentissage est disponible. Or, ceci est inévitable lorsque l'on recherche la complémentarité de l'apprentissage par rapport aux hypothèses possibles.

Ce problème, peu traité dans la littérature, est néanmoins fréquent dans la plupart des développements de méthodes de fusion de données. La fusion de ces sources apparaît alors comme la solution naturelle pour obtenir le discernement d'un plus grand nombre d'hypothèses et tirer profit de la complémentarité de discrimination sur les hypothèses communes aux sources. Toutefois, la formalisation d'un tel processus exige des développements spécifiques, les méthodes existantes n'étant plus applicables.

Un certain nombre de solutions originales ont donc été recherchées, notamment dans le cadre de travaux de thèse. Celles-ci ont été développées sous le formalisme de la théorie de l'évidence, choisi comme le cadre conceptuel le mieux adapté pour traiter cette situation. En effet, celui-ci gère simultanément l'aspect ensembliste des hypothèses et leur vraisemblance, ce qui permet une exploitation plus circonstanciée et plus spécifique des informations accessibles. Ces solutions ont été testées avec succès sur une application de télédétection représentative d'une majorité de problèmes de ce point de vue (voir figure).

F. JANEZ

Fusion de deux sources d'information, Spot et Radar, incomplètement définies :
-Spot définie sur {Champ, Forêt, Bâtiment}
-Radar définie sur {Champ, Eau, Forêt}

Techniques d'intelligence artificielle distribuée pour la maîtrise des systèmes complexes (contrat DGA/DSP/STTC)

Les systèmes de traitement de l'information sur lesquels l'Onera intervient (défense aérienne, contrôle du trafic aérien, aide au commandement, aide à la décision, etc) sont de plus en plus complexes. Cette complexité procède de l'as-

pect distribué et hétérogène des systèmes ainsi que de la prise en compte du facteur humain. Elle ira encore croissant pour les systèmes d'aide à la décision du futur. Ils intégreront davantage de fonctionnalités diverses par la prise en compte d'informations différentes (signal, numérique, symbolique) issues de capteurs et de sources hétérogènes (capteurs physiques, informateurs, renseignements), et les traitements eux-mêmes mettront encore plus en coopération ou en concurrence des techniques diverses. Il est enfin fort vraisemblable que nombre de systèmes s'adresseront à des personnes de cultures et de langues différentes (projets européens, interventions militaires faisant intervenir plusieurs pays, plusieurs armes).

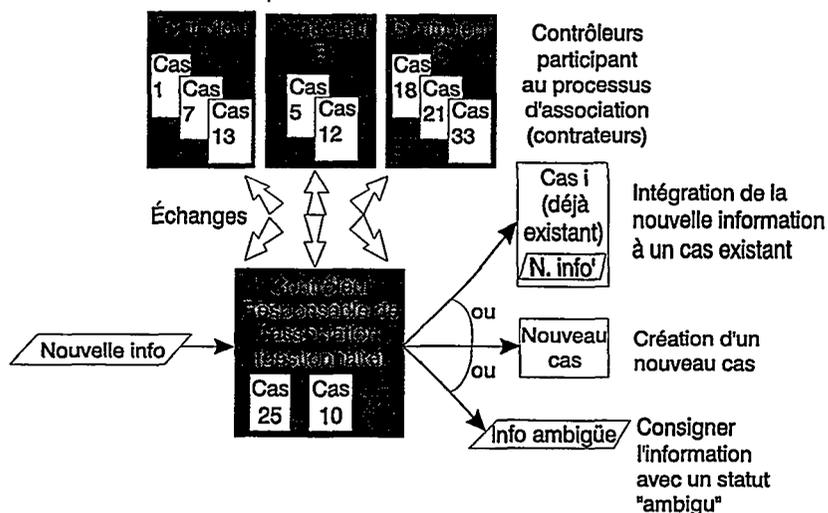


Fig.1 - La problématique d'association distribuée

Depuis le début des années quatre-vingt, l'Intelligence Artificielle Distribuée (IAD) permet d'aborder pour de tels systèmes les problèmes de traitement de l'information selon une approche prometteuse. Il s'agit de faire résoudre un problème par un ensemble de composants logiciels appelés *agents*. Ces derniers disposent de capacités de traitement de l'information et surtout de capacités d'interactions. Cette approche augmente la modularité des systèmes mais demeure difficile à valider mathématiquement. La simulation et l'expérimentation apportent alors une alternative à ce manque de preuve formelle.

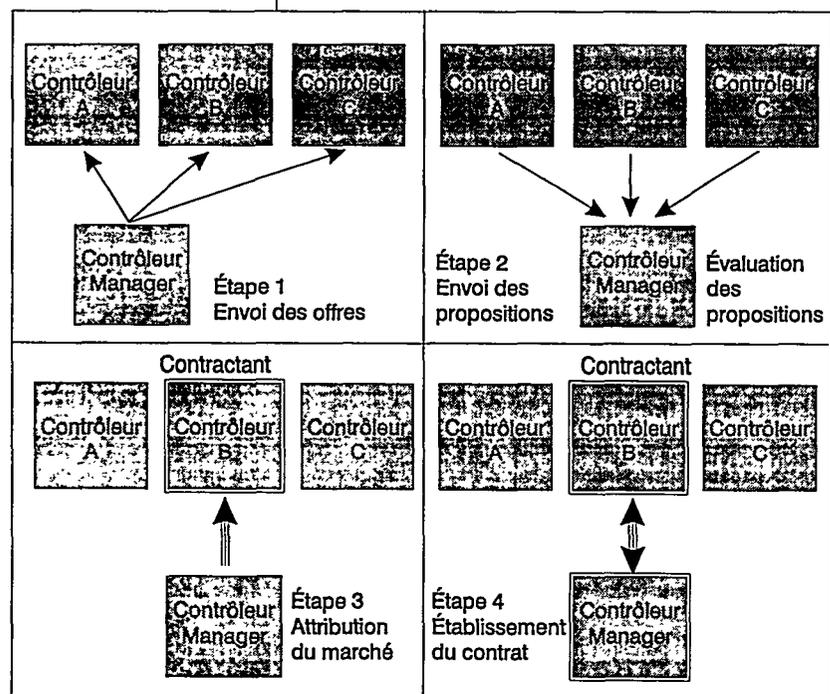


Fig.2 - Le protocole contract Net

Dans le cadre du projet Comodd (coopération franco-canadienne), les techniques de l'IAD ont été exploitées pour décrire les protocoles de communication et de coopération des centres de recherche et sauvetage de personnes. Les échanges qui ont été simulés, entre l'homme et la machine ou entre deux agents-logiciels, concernent les activités de planification, d'allocation de ressources partagées, et de délégation de tâches. Ainsi le problème d'intégration d'une nouvelle information aux situations en cours de traitement dans un contexte distribué (plusieurs contrôleurs travaillent sur une même situation et un contrôleur peut traiter plusieurs situations) peut être abordé en utilisant un protocole de délégation basé sur les procédures de réponse aux appels d'offre (*Contract Net*). La faisabilité de cette approche schématisée ci-après est aujourd'hui établie.

Ph. BENHAMOU

Modélisation et étude d'architectures de systèmes avioniques (contrat Aerospatiale)

Les systèmes avioniques modernes sont apparus entre les années 1960 et 1970 lorsqu'on a commencé à embarquer les premiers calculateurs numériques en remplacement des instruments analogiques. La puissance de ces calculateurs n'a alors cessé de croître permettant l'embarquement de fonctions évoluées telles que le pilotage, le guidage... jusqu'à occuper une part prépondérante dans les engins modernes (à titre d'exemple, 30% à 40% du coût d'un avion moderne est dû à son avionique). Or cette évolution suit directement l'accroissement de la puissance des machines informatiques. Il est donc facile d'imaginer l'explosion de la complexité des systèmes avioniques dans les années à venir. De plus, l'avionique subit aujourd'hui une seconde révolution technologique (comparable à l'apparition des calculateurs numériques dans les années 1960) avec l'émergence de l'IMA (Integrated Modular Avionics) permettant le remplacement des équipements dédiés, donc coûteux, par des ressources de calcul et de communication informatiques banalisées et partagées. Se posent alors des problèmes accrus de modélisation et surtout de certification.

Face à ces difficultés l'Onera étudie à Toulouse, dans le cadre d'un contrat de recherche financé par Aerospatiale (branche aéronautique), un modèle générique d'architecture avionique. Ce modèle organise les informations de définition d'un système avionique sur différents niveaux : des niveaux fonctionnels calqués sur la décomposition structurelle du système, et des niveaux de réalisation physiques (équipements, constituants matériels...); cette organisation étant dirigée par :

- d'une part l'évolution de la technologie (cf. IMA) en s'efforçant de séparer d'un côté la modélisation fonctionnelle abstraite du système avionique et de l'autre côté la modélisation de son architecture matérielle;

- et d'autre part l'évolution de la certification imposant une plus grande *traçabilité* des décisions de conception (par exemple les choix de redondance...) tout au long du processus de développement du système avionique, et par suite nécessitant une modélisation plus rigoureuse de ce même système à plusieurs niveaux d'abstraction.

Dans ce contexte, l'Onera étudie plus particulièrement la modélisation des communications mises en œuvre entre les systèmes, sous-systèmes, équipements... ou calculateurs d'un système avionique global, dans le but de permettre une meilleure maîtrise (et par suite en faciliter la certification) à la fois des échanges de niveau fonctionnel, et de la gestion des bus de communication (à titre d'exemple, le volume global des communications mises en œuvre dans un avion du type A340 dépasse le nombre de 150000 messages différents).

De plus, les systèmes avioniques étant souvent critiques et soumis à des échéances temporelles, se pose alors le problème de l'évaluation de leurs performances temps-réel. L'Onera étudie alors en partenariat avec Aerospatiale et Sextant-Avionique, dans le cadre du DTP Idee3, des techniques de modélisation et d'évaluation des latences temps-réel provoquées à la fois par les ressources de communication (bus, passerelles...) et les calculateurs.

En complément de ces études, l'Onera développe, dans le cadre du projet fédérateur « Avionique nouvelle », un environnement de conception, de simulation et d'émulation de systèmes embarqués en essayant plus particulièrement d'explicitier et de formaliser les dépendances (et donc la cohérence) entre trois points de vue particuliers du processus de conception d'un système embarqué, à savoir :

- le point de vue fonctionnel capturant ce que doivent réaliser les systèmes, sous-systèmes, équipements... d'une architecture avionique;

- le point de vue performance étudiant le comportement temps-réel de ces mêmes systèmes, sous-systèmes ou équipements;

- et enfin le point de vue sûreté de fonctionnement se focalisant sur l'étude de la tolérance aux défaillances du système avionique global.

Ces trois études visent ainsi à terme la mise en œuvre d'une infrastructure logicielle et matérielle permettant de modéliser et analyser (par simulation, vérification formelle, émulation...) un système embarqué composé de sous-systèmes interagissants, de façon à répondre ainsi aux difficultés mentionnées ci-dessus liées à la fois à la complexité des systèmes avioniques et à l'avènement de l'IMA.

F. BONIOL, J. FOISSEAU, Ch. FRABOUL

Approche « objet » et calcul haute performance. Une expérience dans le domaine des codes « particules-grille »

La programmation des super calculateurs parallèles à mémoire distribuée s'effectue le plus souvent en utilisant un modèle de tâches communicantes. La problématique est d'exhiber des tâches de tailles suffisantes -granularité- de répartir le charge de calcul -équilibrage- tout en minimisant le coût de gestion de la parallélisation -localité-. Généralement, le même programme s'exécute sur chacun des nœuds de la machine parallèle et traite une partie des données du problème, c'est le modèle SPMD «Simple Program Multiple Data». La gestion du parallélisme s'effectue alors à l'aide d'échanges de messages lorsque les patrons de communications sont connus ou en utilisant une mémoire virtuelle partagée qui émule un espace global d'adressage dans le cas contraire.

Les stratégies de parallélisation étant souvent basées sur un découpage des données, les objets modélisent naturellement les éléments de ces décompositions. Les méthodes effectuent des calculs locaux sur ces objets. Ainsi, modèle SPMD et approche objet se complètent lorsque la gestion du parallélisme est effectuée «au dessus» des objets spécifiés par l'utilisateur dans le cadre de son application. Cette approche assure de plus une *granularité* satisfaisante des tâches.

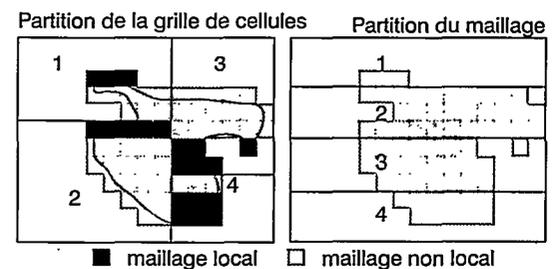
L'application PIC (Particles In Cells) est dérivée du code Geode [1] développé pour étudier l'endommagement des satellites dû à des émissions de particules chargées. Un code Pic comprend typiquement quatre phases:

- Interpolation «particules/grille»;
- Calcul des champs (ici équations de Maxwell);
- Interpolation «grille/particules»;
- Déplacement des particules (transport).

Pour le calcul des champs, un découpage **statique** du domaine de calcul permet

l'équilibrage a priori et l'utilisation d'échanges de messages. En revanche, la phase de déplacement implique un découpage dynamique du maillage lié à la densité des particules présentes dans le volume de calcul et nécessite l'utilisation d'une mémoire virtuelle partagée. Bien sûr, il faut éviter les redistributions globales de données pendant les phases d'interpolation.

Plus précisément, les échanges de données entre processeurs ont été programmés en utilisant des bibliothèques spécialisées: Lparx [2] qui permet de définir des tableaux «partagés» d'objets; Chaos [3] qui offre la possibilité de redistribuer efficacement des tableaux de scalaires.



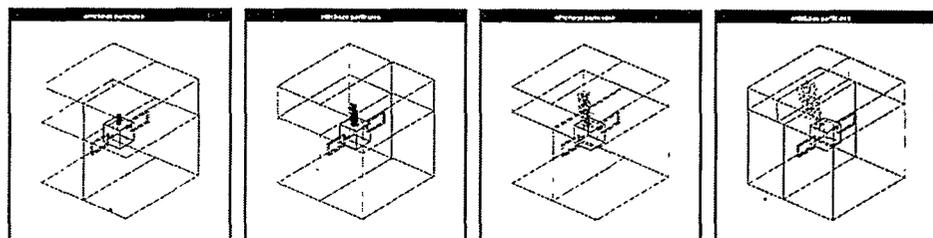
La figure ci-dessus montre deux découpages «actifs» au cours de la simulation, celui statique du maillage et celui dynamique des cellules (éléments du maillage) qui contiennent les particules. Ce dernier est obtenu par une méthode de bisections emboîtées.

Enfin, les figures ci-dessous montrent l'évolution sur quatre processeurs d'un jet de particules et du découpage du domaine qui permet l'équilibrage de la charge de calcul. Les simulations montrent que l'efficacité de la parallélisation reste bonne même dans les phases «les moins parallèles» (interpolations). La bonne performance «globale» est obtenue en faisant appel au **Fortran** dans les méthodes les plus gourmandes en temps (solveur, etc...).

Ph. d'ANFRAY, P. HÉNON

RÉFÉRENCES:

- [1] E. FROGER - *Développement d'un code numérique 3D simulant les trajectoires des électrons émis par une décharge de surface sous vide*. Application à l'étude des perturbations électromagnétiques sur satellite, Thèse de l'Université Paris 6, Décembre 1992.
- [2] S. BADEN, S. KOHN, S. FIGUEIRA, S. FINK - *The LPARX User's Guide V2.0*, Department of Computer Science and Engineering, University of California, 1994.
- [3] C. CHANG, A. SUSSMAN, J. SALTZ - *Runtime support for Distributed Dynamic Data Structures in C++*, Institute for Advanced Computer Studies and Department of Computer Science, University of Maryland, 1996.



Modélisation et simulation numérique des collisions dans les brouillards denses de gouttelettes liquides

La simulation numérique du comportement d'un brouillard de gouttelettes liquides au sein d'un écoulement gazeux turbulent est d'une importance majeure du fait des nombreuses applications industrielles dans lesquelles ceux-ci interviennent.

Jusqu'à présent, la majorité des travaux ont porté sur les cas de brouillards très dilués pour lesquels les interactions entre gouttes peuvent être négligées. Cependant, très souvent, cette hypothèse n'est pas vérifiée. C'est pourquoi une collaboration a été entreprise, depuis 1996, entre deux unités de recherche afin d'établir, sur la base de travaux expérimentaux réalisés à l'Onera et de résultats publiés dans la littérature, un modèle mathématique des collisions entre gouttes et d'en introduire une version discrétisée dans le code LSD déjà existant à l'Onera.

Par rapport à la modélisation des collisions entre molécules dans un gaz, la principale différence, dans le cas des brouillards de gouttes, provient du fait que la collision entre deux gouttes ne donne pas nécessairement lieu à un rebond. En pratique, on observe essentiellement trois régimes :

- (1) la coalescence des deux gouttes;
- (2) un simple rebond;
- (3) un rebond avec éclatement et formation de gouttelettes satellites.

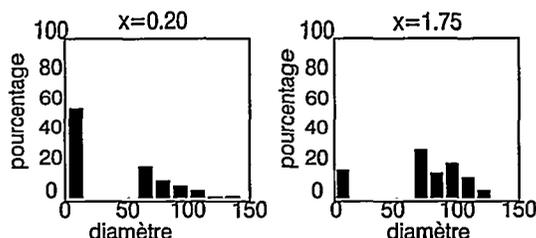
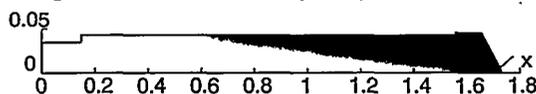
Nous avons décidé, dans un premier temps, de nous limiter aux deux premiers régimes car ce sont les plus fréquents dans les applications visées.

Sur la base de ces hypothèses et en s'inspirant des techniques utilisées en théorie cinétique des gaz, un modèle a été établi et les résultats ont été publiés dans une note aux CRAS (t. 325 - Série I - p. 323-328). La discrétisation de ce type de modèle nécessite, pour des raisons de coût informatique, l'utilisation d'algorithmes stochastiques. En s'inspirant des techniques utilisées pour résoudre l'équation de Boltzmann, nous avons développé une méthode

particulière aléatoire permettant de simuler les collisions à un coût raisonnable. Afin de la valider, nous avons comparé, dans quelques cas simples (densité indépendante de x), les résultats fournis par cette méthode et ceux fournis par une discrétisation déterministe de type différences finies. Nous avons obtenu un accord excellent avec seulement quelques milliers de «gouttes numériques», alors que le brouillard réel en compte plusieurs dizaines de milliards.

Ce modèle a été introduit dans le code LSD dans le cadre du programme de recherche ASSM (concernant le lanceur Ariane V), des simulations numériques de l'écoulement diphasique dans le moteur LP2, utilisé expérimentalement à l'Onera afin de mesurer la granulométrie des gouttes d'alumine liquide en sortie de tuyère, ont montré l'importance quantitative des phénomènes de coalescence dans le booster et ont ainsi permis d'expliquer en partie le désaccord apparent entre le résultat des mesures réalisées à l'Onera (majorité de grosses gouttes) et celles effectuées par la SNPE selon un procédé différent (majorité de petites gouttes).

Vue globale de l'écoulement diphasique dans le moteur



Mise en évidence de la coalescence entre gouttes dans le moteur LP2 : répartition massique des gouttes selon leur diamètre (en microns) en deux abscisses $x=0,20$ m et $x=1,75$ m

Ces premiers résultats sont très prometteurs, mais les comparaisons expérience - calcul doivent encore être approfondies et le modèle cinétique enrichi par la prise en compte des phénomènes de pulvérisation secondaire, qui jouent un rôle déterminant dans la tuyère du booster.

J. HYLKEMA, Ph. VILLEDIEU

Méthodes de résolution par sous-domaines.

Contexte

L'étude des méthodes de résolution par sous-domaines au sein de l'unité de recherche «Calcul à haute performance» s'inscrit dans un axe fédérateur intitulé «Méthodes multi-domaines et parallélisme». De plus, l'unité de recherche participe au projet européen Parasol qui vise à réaliser une bibliothèque ouverte de solveurs parallèles, dans le cadre du programme Esprit/HPCN. Dans ce projet, l'Onera est responsable de la fourniture d'un solveur par sous-domaine utilisant l'approche FETI (pour Finite Element Tearing and Interconnecting) qui s'appuie sur une formulation duale de la méthode du complément de Schur. Les travaux de recherche menés jusqu'à présent ont conduit à la mise au point d'une version du solveur FETI avec traitement des modes flottants locaux. Celle-ci a été fournie pour évaluation aux partenaires du projet Parasol.

Résultats obtenus en 1997

Durant l'année 1997, une stratégie générale de développement de préconditionneurs multi-niveaux parallèles pour les méthodes de sous-domaines a été mise au point. Cette méthode étend la technique d'élimination des discontinuités aux coins mise au point précédemment pour le cas spécifique des modèles de plaques ou de coques. Elle consiste à définir comme des contraintes supplémentaires un ou plusieurs types de continuité que l'on veut imposer aux solutions intermédiaire : continuité des différents degrés de liberté aux coins, ou en moyenne sur chaque interface par exemple.

Pour satisfaire ces contraintes, il faut, à chaque itération, résoudre au niveau global un problème de couplage de même nature que le problème condensé aux interfaces de la méthode FETI à un seul niveau. Ce problème global est de petite dimension, mais il permet d'éliminer les modes basses fréquences du problème complet, ou les phénomènes associés à des singularités locales comme celles des coins. Il est qualifié, par analogie avec les méthodes multi-grilles, de problème «grossier».

Si cette technique de préconditionnement multi-niveau est très efficace numériquement, sa parallélisation pose un problème difficile.

En effet, le problème grossier doit être résolu à chaque itération de la méthode FETI. Il est de petite dimension mais couple tout les domaines. La première stratégie expérimentée pour paralléliser sa résolution consistait à utiliser le même schéma itératif, à savoir un gradient conjugué projeté, que pour la méthode FETI mono-niveau. Cette technique avait l'avantage d'être simple à mettre en œuvre, mais l'inconvénient de requérir beaucoup de phases d'échange de messages, de sorte que son coût relatif devenait exorbitant pour des grands nombres de sous-domaines.

Durant l'année 1998, une nouvelle méthodologie de résolution directe en parallèle du problème grossier a été mise au point et validée. Toutes les phases les plus coûteuses de construction, d'assemblage et de factorisation du problème grossier sont parallélisées. La matrice inverse est calculée une fois pour toute de sorte que chaque résolution est finalement parallélisable.

Conclusion et perspectives

Grâce à la mise au point de cette nouvelle méthodologie de préconditionnement multi-niveau parallèle, la méthode Feti peut maintenant être appliquée efficacement à des problèmes numériquement très raides, avec des découpages à grands nombres de sous-domaines permettant d'exploiter du parallélisme de degré élevé, jusqu'à plusieurs centaines de processeurs.

La nouvelle version du solveur Feti fournie aux partenaires du projet Parasol au début de l'année 1998 inclue cette technique.

Par ailleurs, l'ensemble de l'approche Feti avec préconditionneur multi-niveau a aujourd'hui une formulation suffisamment générale pour être étendue à des problèmes non elliptiques. Les études sont déjà très avancées pour les équations de convection-diffusion, elles seront étendues à de nouveaux problèmes en 1998.

F.-X. ROUX

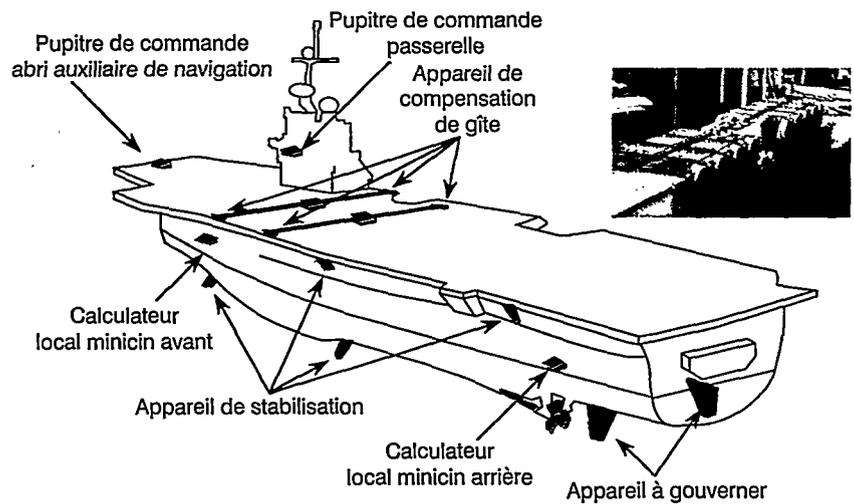
Compensation de la gîte du porte-avions Charles de Gaulle : le Système Cogite (contrat DCN)

Finalité du dispositif

La fonction du système est de maintenir, en toutes circonstances (vent, giration, déplacements de masses), la gîte du porte-avions (composante basse fréquence du roulis) à une valeur très faible de l'ordre du degré. Son action est donc complémentaire de celles de l'appareil à gouverner et des ailerons stabilisateurs, ces derniers étant inefficaces pour assurer cette fonction. A l'heure actuelle, le système Cogite est unique au monde car sa conception est principalement motivée par les spécificités du Charles de Gaulle (taille, stabilité, objectifs opérationnels). Ce système est un rouage essentiel du SATRAP (Système Automatique de TRANquillisation et de Pilotage du Charles de Gaulle) ; il est constitué de 12 trains de 22 tonnes situés sous le pont d'envol et se déplaçant de bord à bord sur une course d'environ 40 mètres, à des vitesses allant jusqu'à 0.8 m/s.

En ce qui concerne la méthodologie de commande, les difficultés proviennent du fait que l'on doit maintenir un niveau de performances très élevé indépendamment du mode de pilotage de l'appareil à gouverner. En d'autres termes, le fait que les ordres de barre soient issus d'un pilote automatique (et donc relativement planifiés) ou qu'ils soient gérés en manuel (et donc tout à fait imprévisibles) ne doit avoir que peu d'impact sur la gîte résiduelle. Ces contraintes, dictées par les nécessités opérationnelles, impliquent d'être capable de reconfigurer l'installation en permanence selon les besoins du bord, en route rectiligne et durant les manœuvres du navire. D'autre part, les contraintes liées à l'appareil de compensation sont sévères. Afin de prévenir tout échauffement excessif, le nombre de sollicitations de l'installation (démarrages/freinages) doit être minimisé, ce qui nécessite de s'affranchir de toutes formes de perturbations haute fréquence (comme la houle).

Les études ont été financées par DCN Ingénierie dans le cadre du programme Satrap du Charles de Gaulle. Chronologiquement, elles se sont déroulées sur plusieurs années jusqu'à la phase actuelle d'industrialisation :



Architecture et localisation du Satrap

- premières études de faisabilité sur le concept d'une compensation active de la gîte lors des manœuvres;
- développement d'une structure de commande conforme à la première version (initiale) de l'installation Cogite;
- participation à l'élaboration des spécifications de l'appareil de compensation actuel;
- mise au point d'une stratégie adaptée au nouvel appareil et au cahier des charges définitif;
- comparaison poussée des performances avec celles obtenues en parallèle par d'autres intervenants (industriels et laboratoires universitaires);
- transfert à l'industriel (Alcatel ISR) chargé de la réalisation du système centralisé de commande du Satrap ; élaboration des tests et des procédures de validation.

Perspectives

Au cours du second semestre 1998, les premiers essais à la mer du Charles de Gaulle permettront de valider la méthodologie développée avec :

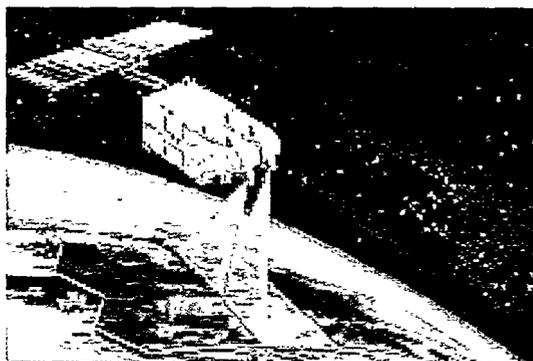
- le recalage du modèle de manœuvrabilité simplifié utilisé par la structure de commande et le calcul des réglages finaux des lois;
- la validation finale sur l'installation réelle des réglages des lois.

C. LAMBERT, G. HARDIER

Optimisation de la programmation des satellites d'observation (contrat Cnes)

Programmer un satellite d'observation, de type Spot ou Helios, c'est sélectionner parmi un ensemble de prises de vue candidates sur l'horizon temporel considéré, un sous-ensemble réalisable et optimal, compte tenu des contraintes technologiques et de l'importance relative des différentes prises de vue. De la qualité de cette programmation, dépend en grande partie la rentabilité du système global. Or, divers facteurs font que cette tâche n'est pas aussi simple qu'elle peut paraître de prime abord.

La première difficulté tient au nombre de solutions potentielles induit par le nombre de prises de vue candidates (de l'ordre du millier de prises de vue dans le cadre d'une programmation journalière, soit un nombre de solutions potentielles de l'ordre de 2^{1000}). Les simulations réalisées sur des scénarios tests ont montré que les problèmes de dimension moyenne (quelques centaines de prises de vue) peuvent être résolus de façon optimale dans un temps raisonnable (moins d'une heure), soit grâce à une modélisation en Programmation Linéaire en Nombres Entiers (PLNE) et à l'utilisation d'outils commerciaux correspondants, soit grâce à une modélisation sous forme de Problèmes de Satisfaction de Contraintes (CSP) et à l'utilisation d'algorithmes spécialement développés pour traiter des problèmes d'optimisation de grande taille [1]. Elles ont aussi montré que les problèmes de grande dimension (un millier de variables) sont actuellement hors de portée de toutes les méthodes optimales connues. Sur ces problèmes, les meilleurs résultats ont été obtenus



grâce à des méthodes de recherche locale de type Tabou [2].

La seconde difficulté tient à l'incertitude portant, d'une part sur la réalisation effective des prises de vue programmées (du fait d'une éventuelle couverture nuageuse), d'autre part sur la nature des futures demandes de prises de vue. Ces deux incertitudes obligent à raisonner non plus en satisfaction, mais en espérance de satisfaction. Le cadre des processus décisionnels Markoviens et les outils associés ont été utilisés pour proposer une solution réaliste à ce problème.

Une troisième difficulté tient au fait que les satellites sont de plus en plus souvent financés par un ensemble de pays. Dans un tel cadre, l'objectif n'est plus d'optimiser la satisfaction globale, tous pays confondus, mais d'optimiser la satisfaction de chaque pays tout en respectant au mieux un partage correspondant à l'investissement financier de chacun. De monocritère, le problème devient multicritère, ce qui nécessite l'utilisation de techniques spécialement développées pour faire face à des critères conflictuels.

Une prochaine étape consisterait à passer de la programmation d'un satellite à celle d'une constellation. Une autre étape consisterait à passer d'une programmation hors ligne (typiquement le jour i pour le jour $i + 1$) à une programmation en ligne, maintenant constamment à jour une programmation optimale sur un horizon fixé et réagissant quasi immédiatement à des événements tels que l'arrivée d'une nouvelle demande de prise de vue, l'information relative à la réalisation ou non d'une prise de vue programmée, la modification de l'état du satellite ou des stations sol Une telle programmation ouvrirait la voie à une programmation effectuée à bord du satellite, dans la perspective d'engins de plus en plus autonomes.

E. BENSANA, M. LEMAÎTRE,
G. VERFAILLIE

RÉFÉRENCES:

[1] E. BENSANA, G. VERFAILLIE, J.-C. AGNÈSE, N. BATAILLE, D. BLUMSTEIN. *Exact and Approximate Methods for the Daily Management of an Earth Observation Satellite*. In Proc. of the 4th International Symposium on Space Mission Operations and Ground Data Systems (SpaceOps-96), Munich, Germany, 1996.

[2] G. VERFAILLIE, M. LEMAÎTRE, T. SCHIEX. *Russian Doll Search for Solving Constraint Optimization Problems*. In Proc. of the 13th National Conference on Artificial Intelligence (AAAI-96), pages 181-187, Portland, OR, USA, 1996.

Le projet Perception (contrat STTC)

Objectif

L'objectif du projet Perception était d'étudier et développer des méthodes permettant, à partir de l'observation de l'environnement par différents capteurs, d'élaborer et de mettre à jour une représentation du monde réel propre à faciliter une prise de décision. Le projet a contribué ainsi à répondre de manière générique aux besoins opérationnels de veille, surveillance, renseignement, reconnaissance, que ce soit dans le cadre de systèmes autonomes ou de systèmes d'aide à la décision dont le fonctionnement global s'inscrit dans le cadre d'une boucle fermée perception - décision - action.

La chaîne de traitements

La fonction de perception nécessite une chaîne de traitements qui s'étend des capteurs jusqu'à une représentation sémantiquement riche de la situation. Cette chaîne est rebouclée pour permettre d'effectuer une gestion des ressources de perception, et elle fait appel à des techniques tant numériques que symboliques. Elle est organisée autour de quatre grands modules:

- les traitements numériques ont pour objectif de délivrer des objets reconnus dans l'environnement observé, à partir des signaux fournis par les capteurs;
- les traitements symboliques ont pour but d'élaborer, à partir des objets délivrés par les traitements numériques, la ou les situations en

cours dans l'environnement, en vue de les présenter à un niveau décisionnel;

- le modèle d'environnement construit et met à jour tous les éléments pertinents pour la représentation de l'environnement perçu;
- la gestion du système de perception répond aux requêtes de compléments d'informations émises par les traitements symboliques et planifie la prise de nouvelles informations.

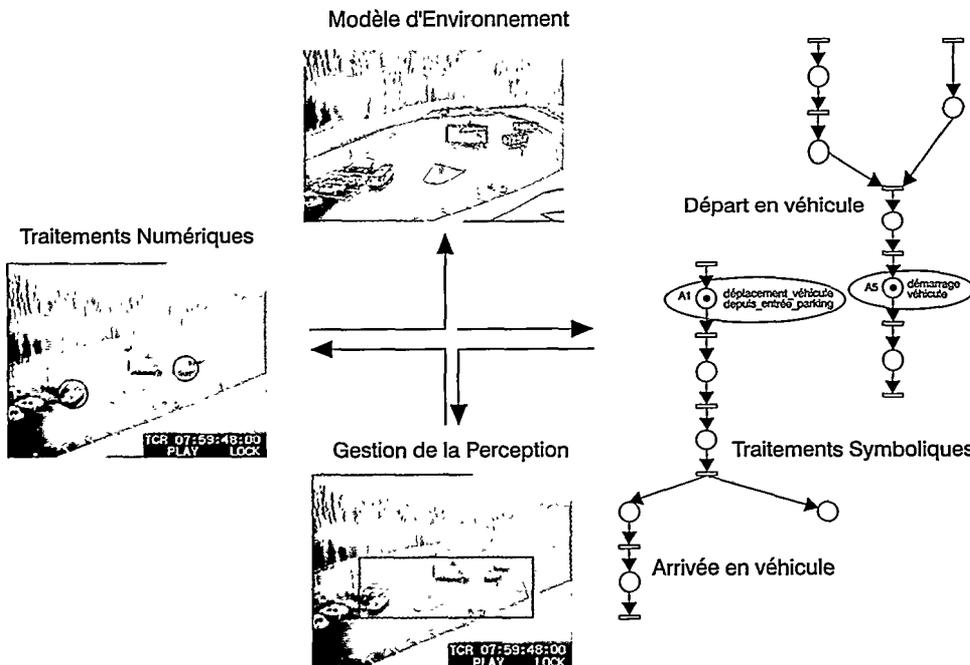
Mise en œuvre

La chaîne de traitements a été mise en œuvre dans un contexte de surveillance d'un environnement extérieur semi-urbain: la base de données Vigile 2 a été constituée autour de plusieurs scénarios représentatifs de situations réelles et mettant en évidence des points durs pour la fonction de perception (saturation de capteurs, occultations et disparitions d'objets, activités concertées, conflits d'activités...). La plate-forme de simulation mise au point sur ces scénarios a été achevée début 1998. Consulter <http://www.cert.fr/fr/dcsd/pub/perception>

Conception et dimensionnement

Une réflexion plus amont sur la conception et le dimensionnement des systèmes de perception a eu pour but d'étudier comment concevoir et dimensionner un système de perception en fonction des missions envisagées et des ressources possibles (capteurs et traitements). Elle s'est appuyée sur une analyse théorique de capteurs génériques et une décomposition des missions en missions élémentaires, qui aboutissent à une modélisation sous la forme d'un problème d'optimisation sous contraintes.

C. TESSIER



Enchaînement des traitements :
surveillance d'un site

Recherches en vol avec le dauphin 6075 du CEV Istres (contrat SPAé)

Avec le soutien du Service des programmes aéronautiques, le CEV Istres réalise des essais en vol en collaboration étroite avec l'Onera. Ces essais sont dédiés à la recherche avec le Dauphin 6075 depuis 1995 (figure 1). Cet hélicoptère est doté d'une instrumentation de mesure importante permettant de réaliser des essais en vol complémentaires des essais réalisés dans les souffleries de l'Onera et d'Eurocopter.

Installation d'essai

L'installation d'essai standard comprend des capteurs installés en partie fixe, connectés à un système d'acquisition et de stockage des mesures pouvant acquérir jusqu'à 256 paramètres à une fréquence de 128 points/seconde et des capteurs montés sur le rotor principal et connectés à un second système permettant d'acquérir jusqu'à 16 paramètres à la cadence de 2048 points/seconde. La synchronisation entre ces deux systèmes est assurée par la base de temps «Edith» et par l'acquisition simultanée de l'azimut rotor.

L'installation de mesure en partie fixe comprend de nombreux capteurs (capteurs de pression et de température, potentiomètres, gyroscopes et accéléromètres, centrale inertielle Uliss 45, radar Doppler, radioaltimètre, dispositif optique développé par le CEV pour la mesure du couple fenestron) permettant de fournir, avec une certaine redondance, la position des commandes, les puissances consommées, les attitudes, les vitesses linéaires et angulaires de l'appareil, les informations d'anémobarométrie.

Les capteurs installés sur le rotor principal (ponts de jauges) délivrent les mesures de battement des pales, le couple rotor, les moments mât et les efforts biellettes. Un dispositif optique permet d'accéder à l'azimut rotor.

Essais réalisés

Les principaux essais réalisés depuis septembre 1995 concernent les thèmes suivants :

- mécanique du vol et identification appareil avec dispositif automatique d'entrées spécifiques sur les commandes;
- performances appareil;
- bruit interne avec instrumentation d'essai spécifique (microphones, capteurs de pression instationnaires, accéléromètres);
- visualisation de la transition sur une pale du rotor principal en vol stationnaire par enduit sublimant.

Un objectif important de ces essais est la constitution de banques de données pour la validation de codes (figure 2).

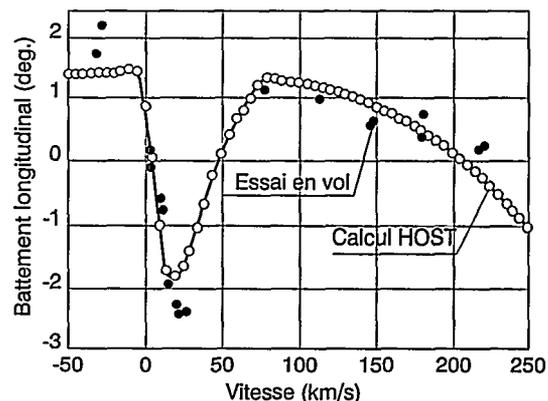


Fig. 2 - Comparaison calcul (logiciel Eurocopter) /essais en vol

Essais en préparation

- Ils concernent les thèmes suivants :
- localisation des sources de bruit large bande et d'interaction pale/tourbillon;
 - sonde anémométrique pour les basses vitesses;
 - aspect procédures au décollage et à l'atterrissage (programme européen Respect);
 - vibrations appareil avec utilisation d'excitateurs structuraux en vol.

D. HEUZE, P. BONNET, B. GIMONET, A. DESOPPER

RÉFÉRENCE:

D. PAPIILLIER, P. LARGE (CEV), P. BONNET, B. GIMONET, D. HEUZE. *The Dolphin 6075, a helicopter dedicated to flight test research*. 23rd European Rotorcraft Forum (16-18 september 1997)

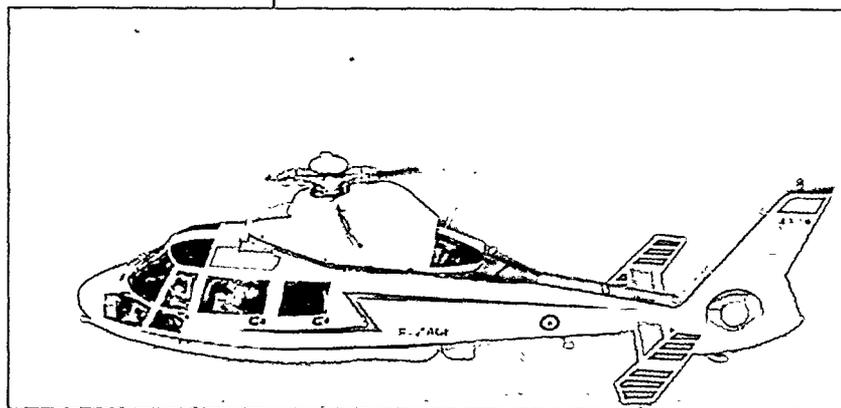


Fig.1- Dauphin 6075

Caractérisation du sillage des avions sur la base d'essais en vol de maquettes

L'Onera dispose dans son centre de Lille d'un laboratoire d'essais en vol de maquettes. Ce moyen unique dédié à l'étude de la mécanique du vol permet également d'analyser le sillage des avions jusqu'à une centaine d'envergures sous différentes conditions d'environnement (vent latéral, proximité du sol, ...).

Les maquettes, de 1 à 2 m d'envergure, sont mises en vitesse au moyen d'une catapulte puis larguées et évoluent alors dans un espace d'observation de 30 m de long (figure 1).

Les paramètres de vol sont obtenus à partir d'une instrumentation embarquée et d'une trajectographie sol. Les observations du sillage se font dans un référentiel fixe par rapport au sol dans lequel la trajectoire et l'intensité des tourbillons sont analysées au cours du temps.

Dans ce référentiel la position des tourbillons évolue par le jeu de leurs interactions et les techniques classiques ponctuelles de quantification des écoulements (sondes anémométriques, fils chauds ou anémométrie laser) sont difficilement applicables. C'est pourquoi nous nous sommes tournés vers des techniques optiques telles que la PIV (Particle Image Velocimetry), la DGV (Doppler Global Velocimetry) et les mesures par Lidar.

Les premières mesures par PIV ont été réalisées sur un champ de 4m sur 4m afin de couvrir toute l'évolution du sillage. L'ensemencement, constitué par des bulles d'hélium, est éclairé par des projecteurs et enregistré par une caméra CCD 512x512 (figure 2). Ces travaux, engagés dans le cadre du projet de recherche fédérateur «Dynamique des sillages tourbillonnaires», vont se poursuivre en 1998 en coopération avec le DLR-Göttingen au sein du programme Européen Wavenc.

La DGV, en cours de développement, est basée sur la mesure du décalage Doppler de la lumière diffusée par des particules ensemençant l'écoulement et éclairées par une nappe laser dont la fréquence est accordée sur la raie d'absorption de l'iode. Vue à travers une cellule d'iode la variation de fréquence de la lumière diffusée, et donc la vitesse locale de

l'écoulement dans une direction donnée, est traduite par une variation d'absorption de cette lumière.

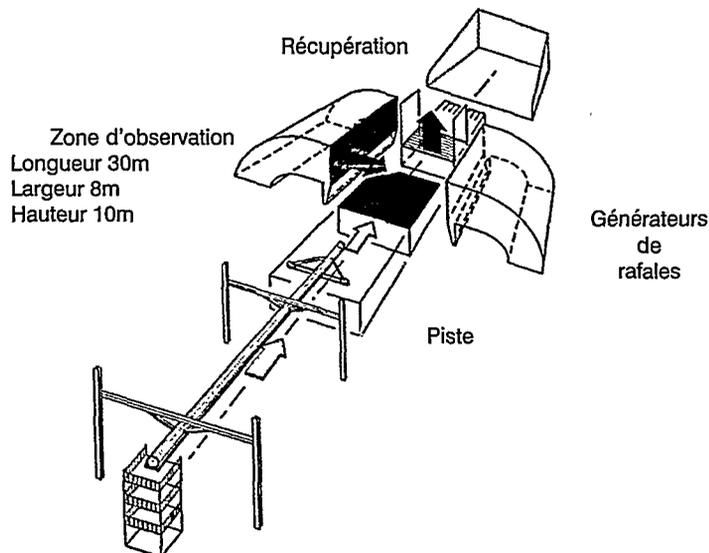


Fig. 1 - Vue générale de l'installation

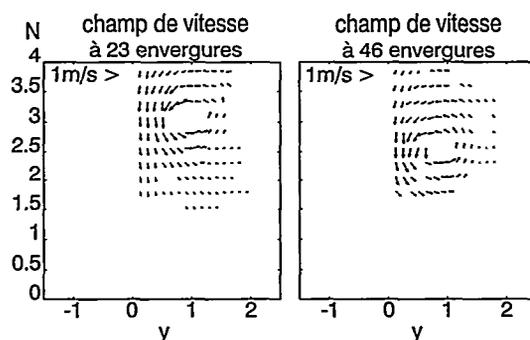


Fig. 2 - Champ de vitesse obtenu par PIV dans le sillage d'une maquette

Enfin, dès le début de 1998, il est prévu d'étudier la faisabilité de mesures par Lidar du champ de vitesse dans le sillage d'une maquette catapultée.

P. COTON

Le soufflage tangential d'avant-corps pour le contrôle en lacet à grande incidence (contrat SPAé)

Fig.1 - Mesure du coefficient aérodynamique C_y en fonction de l'incidence. Le soufflage, qui génère un effort latéral du côté soufflé, est efficace à gauche comme à droite, malgré la dissymétrie naturelle à grande incidence

Le soufflage tangential d'avant-corps, étudié dans le cadre du programme Ciel, coopération entre Dassault Aviation (maître d'œuvre) et l'Onera, présente à grande incidence un potentiel de contrôle tout à fait remarquable des efforts latéraux sur la pointe avant, et donc du moment de lacet d'une configuration d'avion de combat.

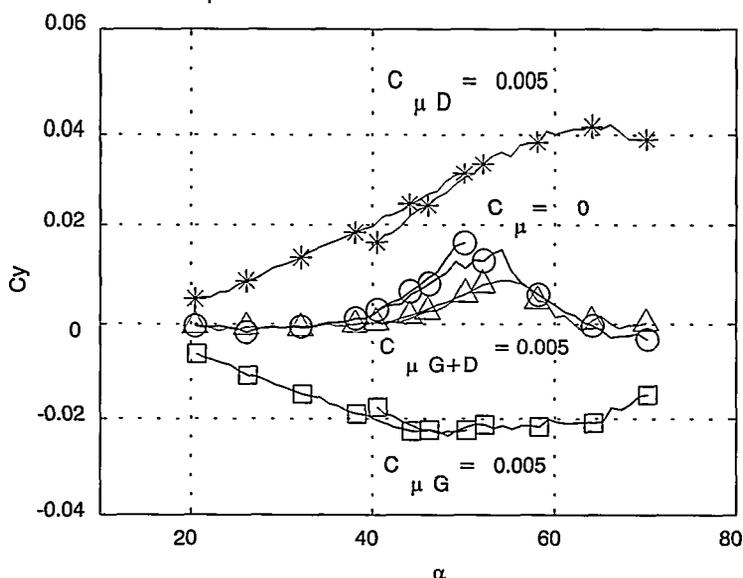
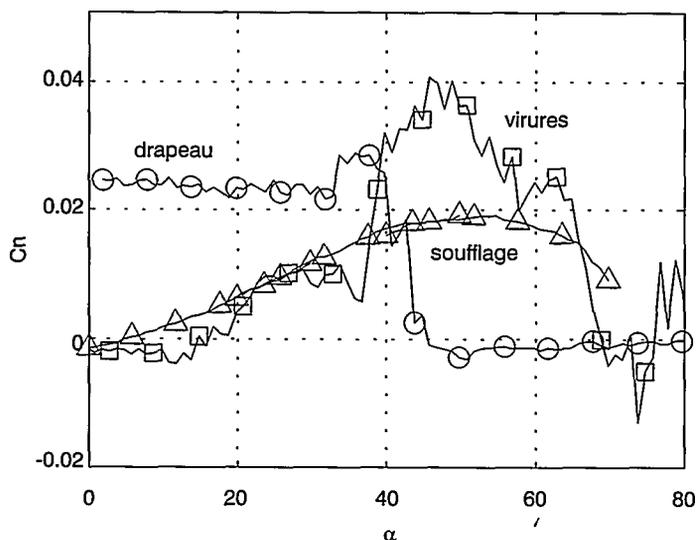


Fig.2 - Comparaison des efficacités maximales de la gouverne de direction, des virures de pointe avant et du soufflage tangential (débit réduit 0.008), en fonction de l'incidence

Dans Activités 1996 page 144 un premier article présentait le cadre général de l'étude et les dispositifs expérimentaux mis en œuvre. Le présent article propose une illustration des résultats obtenus.



Le support d'essai est une maquette de pointe avant conique, de 30° d'angle. Prolongée par un cylindre, elle est équipée de deux fentes de soufflage tangential selon des portions de génératrice. Les paramètres de définition géométrique sont la position angulaire, la longueur et la position longitudinale des fentes de soufflage.

Les essais menés dans la soufflerie verticale de l'Onera Lille ont montré la capacité du soufflage tangential dissymétrique, localisé sur un côté de l'avant-corps, à modifier le champ tourbillonnaire naturel et à induire un effort latéral significatif orienté du côté de la fente d'éjection. Cet effet est observé dans un large domaine d'incidence [$10^\circ, 70^\circ$], il est maximal dans la zone correspondant à l'apparition des dissymétries aérodynamiques [$40^\circ, 60^\circ$]. Cet effort est généré quel que soit le sens de la dissymétrie naturelle.

L'étude paramétrique a indiqué une bonne robustesse de l'effet vis-à-vis de la position angulaire de la fente d'éjection, et une efficacité accrue lorsque le soufflage est effectué dans la zone la plus amont.

L'effet est obtenu dès les faibles débits, parfois brutalement au delà de 40° . On observe une saturation de l'efficacité aux débits plus importants.

Malgré la dissymétrie naturelle rencontrée par la configuration à grande incidence, le soufflage tangential demeure efficace à gauche comme à droite (figure 1). Le soufflage simultané à gauche et à droite (à iso débit) permet d'atténuer fortement la dissymétrie naturelle.

L'effet du soufflage tangential est traduit en terme de moment de lacet sur un avion complet, ce qui permet de comparer les efficacités de ce concept, de la gouverne de direction et des virures d'avant-corps (figure 2).

Pour évaluer réellement le concept quelques actions méritent encore d'être conduites pour confirmer la capacité de contrôle aux faibles débits, et analyser la capacité à étendre le domaine de vol contrôlé d'une configuration d'avion jusqu'aux très grandes incidences.

O. RENIER

Du code de calcul au composant logiciel réutilisable :

le projet pilote 3C3D et ses applications

Dans le cadre de la fourniture de codes Onera aux industriels, une politique de développement du logiciel entièrement nouvelle est en cours de définition. Elle devrait être progressivement prise en compte par tous ceux qui développent des codes de calcul.

Le projet pilote 3C3D¹ a été lancé en avril 96 avec pour principal objectif la définition de la politique «composant logiciel» de l'Onera. Un composant est une entité logicielle réutilisable, ce qui signifie qu'elle doit pouvoir être livrée et être intégrée à tout environnement, de développement et d'exploitation. Le code de calcul 3C3D, en l'état, a été «composé²» par encapsulation et par wrapping³. Le résultat est un composant Corba livrable. Deux intégrations indépendantes sont en cours. La première est interne à l'Onera. Elle a permis d'intégrer le composant 3C3D évoluant sur un serveur Corba (station de travail, Sun ou HP, ou une machine dédiée, Cray) à toute application cliente, tournant sur toute machine de l'Onera, proche ou distante. La deuxième est externe à l'Onera et réalisée avec et pour l'environnement SoftAir de l'Aérospatiale-BA. Ce dernier devrait exploiter des composants de l'aérodynamique.

Ces deux expérimentations en vraie grandeur sont à la base de la définition de la politique composant de l'Onera. Les résultats sont immédiatement applicables aux projets Elsa et Pame.

Elsa est un projet de code de calcul d'aérodynamique. Il vise à une refonte complète des codes Flu3M et Canari qui, à terme, devront être remplacés. Afin de satisfaire des objectifs de pérennité (durée de vie prévue supérieure à 10 ans), d'évolutivité (prise en compte de nouvelles méthodes numériques) et d'opérationnalité augmentée, il a été décidé d'utiliser l'approche orientée-objet, qui est elle-même à la base de la «composisation». La

mise en œuvre de cette nouvelle technologie informatique, a nécessité une coopération significative entre 3 départements de l'Onera. Bien que non encore achevé, le défi présenté par le changement de technologie et une remise à niveau des codes d'aérodynamique, est en voie de réussite. L'effort entrepris est important et soutenu.

Pame est un projet fédérateur qui vise à définir un atelier de développement et d'intégration pour les codes de calcul d'électromagnétisme. L'objectif est de pouvoir réaliser des calculs précis sur des formes complexes de grande dimension, grâce à des techniques d'hybridation et de factorisation. Le modèle conceptuel de l'atelier fait appel à la technologie orientée-objet car c'est cette dernière qui offre les plus grandes facilités pour ce qui est de l'interopérabilité de composants, provenant de l'Onera et de fournisseurs externes.

M. LEMOINE, F. BOUIX⁴

¹ 3C3D est un code de calcul «couche limite».

² Littéralement, transformé en composant.

³ Consiste à lier le code à la capsule qui l'englobe.

⁴ Stagiaire Ingénieur du Cnam.

Estimation de la probabilité de collision entre un satellite et un débris spatial (contrat Cnes)

Avec l'augmentation continue du nombre d'objets en orbite (satellites en activité ou « morts », derniers étages de lanceurs, débris issus d'une explosion,...), il devient nécessaire de s'intéresser aux risques de collision. L'utilisation d'un catalogue de données orbitographiques permet en principe de prévoir la distance de passage au plus près entre deux objets. Mais pour estimer de manière satisfaisante le risque de collision et décider d'une manœuvre d'évitement, il faut prendre en compte l'imprécision de ces données, et les erreurs qui en résultent sur la distance de passage, en fonction de la dynamique et de la géométrie de la rencontre.

En supposant des dispersions gaussiennes sur la position des deux objets à la date de passage au plus près, et en assimilant localement le mouvement des objets à des trajectoires rectilignes uniformes, il a été possible d'obtenir une formulation analytique de la probabilité de collision (probabilité d'approche à moins d'une certaine distance-seuil).

La méthode a été validée par des simulations de Monte-Carlo sur divers cas de rencontres rapprochées dérivés de la collision qui a eu lieu le 24 Juillet 1996 entre le microsatellite français Cerise et un débris issu d'un lancement Ariane. On a pu observer un très bon accord entre la probabilité théorique et les résultats de simulation (figure 1).

On a également mis en évidence l'existence d'un maximum de probabilité quand on fait varier l'écart type des dispersions en position (figure 2). Ce maximum, calculable analytiquement, est utile pour établir un classement entre les différents risques de collision quand on ne connaît pas la précision des données orbitographiques utilisées, ce qui est malheureusement le cas avec les données TLE (« Two-Lines Element set ») diffusées par l'U.S. Space Command, seul catalogue global de données orbitales disponible actuellement.

Cette approche suppose néanmoins qu'on sache situer le seuil de risque à considérer : dans le cas de la collision Cerise / débris d'Ariane, les données TLE disponibles, qui prévoyaient une distance de passage de 830 m, auraient permis de calculer une probabilité de collision maximale de 10^{-6} seulement. Pour limiter les fausses alarmes, une trajectographie plus fine, de précision connue, apparaît souhaitable.

N. BÉREND

Fig. 1 - Fonction de répartition de la distance de passage. Comparaison théorie - simulations de Monte-Carlo. Valeur nominale de la distance de passage = 0 m. Ecart-type (3 composantes) = $k \cdot [5 \text{ m}, 2 \text{ m}, 2 \text{ m}]$

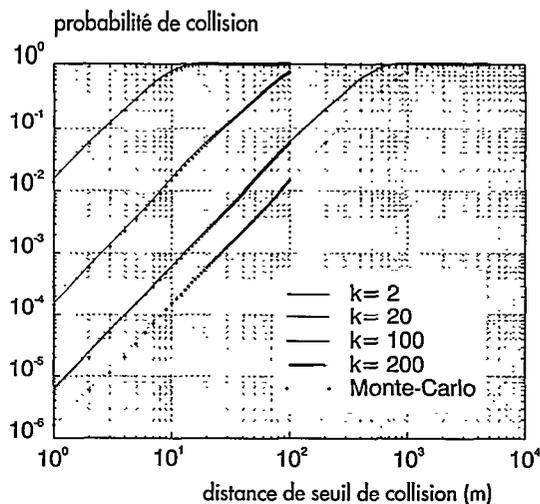
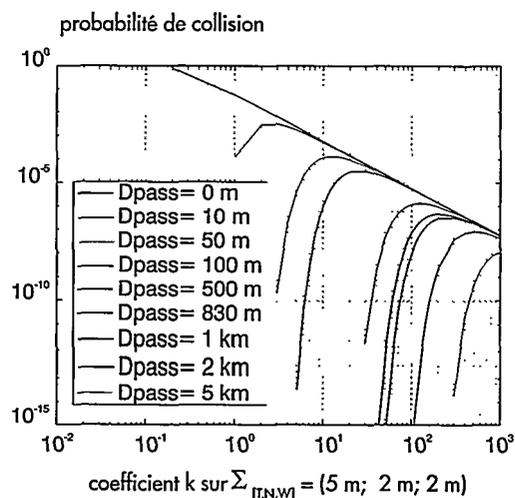


Fig. 2 - Variation de la probabilité de collision (seuil de collision = 1 m) avec l'amplitude des dispersions (coefficient k) selon la valeur Dpass de la distance de passage nominale



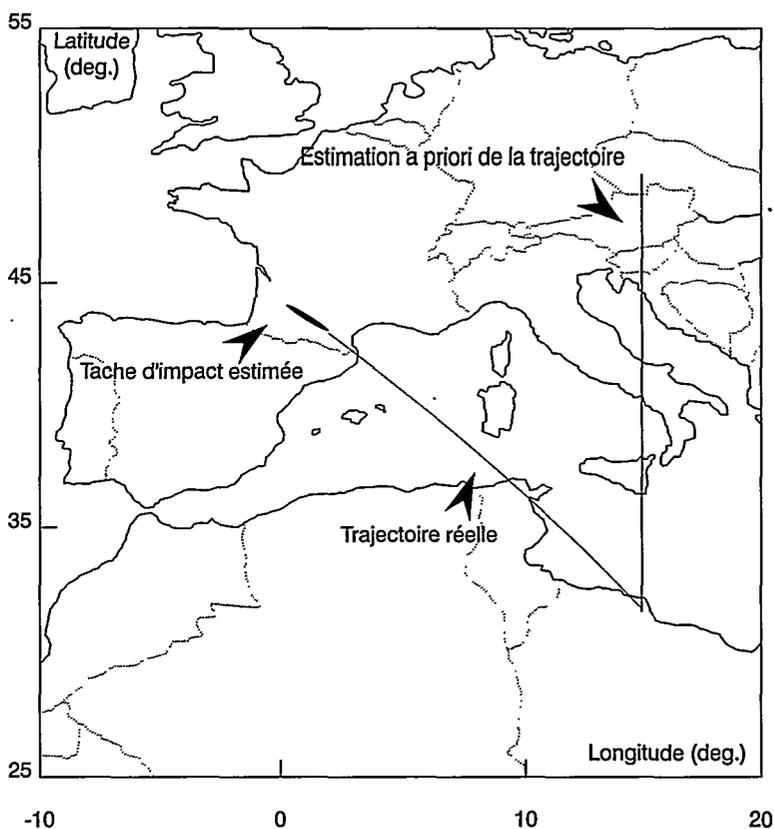
Estimation de trajectoires de missiles balistiques avec un système de veille satellitaire (contrat DGA/Spoti)

La prolifération des missiles balistiques à courte ou moyenne portée pourrait à terme, amener la France ou l'Europe, à se doter de moyens de détection et d'alerte, face à ces menaces émergentes. Dans ce contexte, l'Onera mène, depuis plusieurs années, des travaux préparatoires pour cet éventuel système de veille antimissile balistique, basé notamment sur l'emploi d'un ou deux satellites géostationnaires.

Un des points importants à approfondir concerne la précision d'estimation de trajectoires des missiles balistiques détectés par un tel système. Cette précision conditionne la qualité de la restitution du point de tir du missile et celle de la prédiction du point d'impact. Évaluer correctement cette précision n'est pas facile, surtout si l'on ne dispose que d'un seul satellite.

En effet, lorsque le tir d'un missile balistique inconnu est observé au moyen d'un unique satellite géostationnaire muni d'un capteur IR passif, la distance capteur-missile n'est pas directement mesurée (le capteur délivre seulement deux angles). De plus, compte tenu du bilan de liaison et des bandes spectrales d'observation envisagées, le missile n'est visible que pendant sa phase propulsée, à partir du moment où il se trouve au-dessus d'une altitude minimale. Même avec des algorithmes d'identification améliorés, permettant de pallier les divergences des filtres de trajectographie classiques, la méconnaissance de l'instant de tir et de la loi d'accélération du missile empêche de bien restituer la trajectoire : une composante de la vitesse d'injection du missile reste quasiment inobservable. Cette limitation pénalise la prédiction de point d'impact, avec des conséquences variables, selon le scénario d'observation. Seule la fusion de mesures angulaires provenant de deux satellites permet de lever l'indétermination en distance, et d'accéder à une trajectographie satisfaisante.

les simulations montrent qu'avec deux satellites convenablement écartés en longitude, il est possible de bien estimer l'azimut de la trajectoire du missile, et que pour en estimer cor-



rectement la portée, il est nécessaire d'avoir une datation précise de la fin de propulsion.

Les performances de prédiction de point d'impact sont calculées au moyen d'un outil de trajectographie qui associe une méthode analytique et une méthode statistique. La position et la vitesse du missile sont d'abord estimées jusqu'à l'injection (arrêt de propulsion), par une méthode de moindres carrés, ou bien par un filtrage de Kalman, qui fournissent aussi la matrice de covariance des erreurs. La précision de prédiction du point d'impact en est alors déduite par une simulation de Monte-Carlo. Cette technique (rendue nécessaire par la non-linéarité des équations) consiste à tirer un grand nombre de trajectoires, dont les conditions initiales (à l'injection) sont cohérentes avec la covariance précédemment calculée, ce qui permet de visualiser la tache d'impact au sol et d'établir des statistiques d'erreurs de prédiction.

Des calculs ont également été faits lorsque le missile est observé par un seul satellite. Pour les raisons déjà exposées, les performances de trajectographie sont médiocres. Néanmoins, il est généralement possible de définir une zone d'impact probable, dont la taille peut être réduite a posteriori, par la prise en compte du contexte géopolitique.

Exemple de restitution de trajectoire de missile balistique et de prédiction du point d'impact, à partir de mesures provenant de deux satellites géostationnaires

Drone haute altitude grande vitesse (contrat DSP/SPNUC)

Les études systèmes visant à valoriser les concepts aérobies grande vitesse constituent un soutien indispensable à l'orientation des travaux sur les technologies associées aux statoréacteurs à combustibles stockables. Ainsi, le concept MARS (Missile Aérobie à Rôle Stratégique) est issu de travaux de synthèse menés depuis de nombreuses années à l'Onera essentiellement sur financement DGA. Il s'agit d'un concept aéropulsif original à fuselage portant, dont la compacité, associée à l'utilisation de combustibles denses (boues au bore), permet d'envisager un missile de croisière stratégique haute altitude, hautement supersonique, compatible avec un emport sous avion d'armes, et capable d'une portée substantiellement accrue par rapport aux concepts actuels. De nombreux travaux expérimentaux en aérodynamique interne et externe, et le développement de matériaux pour la furtivité à haute température, ont permis de réunir les performances nécessaires pour l'attaque au sol d'objectifs stratégiques. Toutefois, ce concept n'est pas limité à ces missions. Outre l'attaque tactique au sol, qui pourrait être conduite avec un véhicule repensé autour d'un objectif de réduction de coûts (carburant classique, furtivité allégée, navigation GPS...), il existe d'autres missions, non directement offensives, qui correspondent à des besoins actuels ou émergents, et qui nécessitent l'emploi de vecteurs pénétrants et rapides.

Le recueil de preuve est une mission de type image, dont l'exploitation concourt par exemple au contrôle d'application de traités. Dès la décision d'engagement, elle doit être réalisée avant toute dégradation de la qualité des informations à recueillir (leur durée de vie peut être très courte), sans autre hypothèse sur les conditions météorologiques. Dans ce cadre, l'emploi d'un radar à synthèse d'ouverture permet de tirer parti de caractéristiques tous temps, et des hautes vitesses du porteur. Le tableau 1 montre l'intérêt d'un tel concept sur la base d'un critère de défilement angulaire du sol, favorable à la résolution Doppler. L'emploi de senseurs dans le visible ou l'IR est également envisageable, notamment si on accepte des phases de vol à altitude modérée ou basse.

La préparation de mission d'attaque au sol bénéficie également de l'apport des grandes vitesses et des fortes capacités de pénétra-

tion. Celles-ci permettent d'envisager l'acquisition d'images de la cible avec des résolutions élevées, en conformité radiométrique et géométrique avec les images qui seront vues par le vecteur d'attaque en phase de guidage terminal. Le faible délai entre l'acquisition de l'image de préparation de mission et celle de l'image de l'autodirecteur (par exemple 30 mn pour une cible à 500km) préserve le contenu informationnel et devrait rendre le guidage terminal plus précis et plus robuste, en particulier au leurrage. Le bénéfice maximal est naturellement obtenu si l'attaque est, elle aussi, conduite avec un vecteur rapide, dont la version drone pourrait constituer un dérivé.

Tableau 1	Z(km)	V(m/s)	V/Z
drone basse altitude	1	80	80
drone hypervélocé	30	1500	50
	10	900	90
	1	800	800
satellites	400	7500	18,8
drone Hale	27	120	4,5

Enfin, pour les missions d'écoute du réseau de défense, l'intrusion d'un véhicule rapide peut éveiller les systèmes de surveillance de manière sensiblement plus profonde que ne le feraient des dispositifs d'écoute en stand-off. La vitesse de pénétration importante ne laisse pas à l'adversaire le temps de mettre en œuvre des raisonnements globaux qui pourraient le conduire à inhiber certaines réactions automatiques de ses défenses, comme par exemple une transition de mode entre la détection et la poursuite. L'enregistrement et l'analyse de ces changements de phase pourrait renseigner simultanément sur les performances et la philosophie d'emploi des dispositifs de défense au sol ou aéroportés.

En parallèle aux études de missions, l'ensemble des contraintes opérationnelles liées aux conditions d'emport et de largage sous avion, à la récupération, aux transmissions avec le sol, à la furtivité, ont été analysées et démontrent la faisabilité de chacune de ces missions avec un nombre de véhicules réduit. Les variantes dérivent d'un vecteur commun qui pourrait être développé en quelques années avec la maturité technologique actuelle, pour des coûts sans proportion avec ceux des satellites ou des avions de reconnaissance capables de missions équivalentes.

L. SERRE

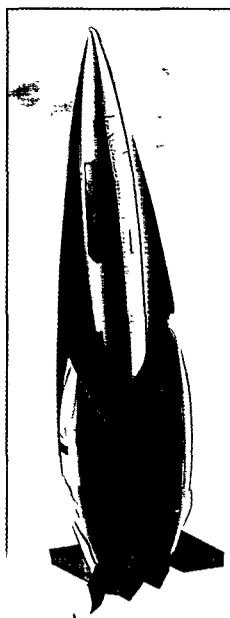


Fig.1-Concept Mars pour la reconnaissance

Au delà du Prepha : une coopération franco-allemande sur la propulsion aérobie a grande vitesse (contrat STAé et DLR)

En 1992, le gouvernement français a engagé un ambitieux programme de recherche sur la propulsion aérobie à grande vitesse, le PREPHA : Programme de Recherche et Technologie sur la Propulsion Hypersonique Avancée. Son axe de recherche principal est le superstatoréacteur, ou statoréacteur à combustion supersonique. Les applications envisagées concernent principalement les lanceurs réutilisables, le concept de référence étant un véhicule monoétage capable d'atteindre une orbite de transfert (SSTO). Le concept du superstatoréacteur est néanmoins applicable à d'autres types de véhicules pour lesquels une vitesse élevée est recherchée (avion ou drone de reconnaissance stratégique à grand rayon d'action...).

Le Prepha associe l'Onera et quatre industriels du secteur aérospatial français : Aerospatiale, Dassault, SEP et Snecma. Son champ d'investigation est vaste : des matériaux aux études systèmes en passant par les moyens de prévision (modélisation, codes de calcul), l'aérodynamique et les développements de chambres de combustion. Le programme a ainsi vu la réalisation et l'expérimentation, dans les installations de l'Onera et de la Celerg (Subdray), de différents sous-ensembles du véhicule : avant-corps (essai à Mach 6,4 à S4MA), entrée d'air (essais jusqu'à Mach 7 à R2Ch), tuyère (essais avec simulation des gaz chauds éjectés à S4MA), mâts d'injection (essayés jusqu'à Mach 7,5 dans les cellules ATD de Palaiseau) et chambre de combustion complète (essayée au Subdray à Mach 6). Les codes FLU3M et MSDH de l'Office ont été adaptés aux calculs des écoulements externes et internes sur ce type de véhicule et pourvus de nouveaux modèles développés en collaboration avec le CNRS. Dans le domaine des matériaux, les connaissances sur les composés intermétalliques et les composites C/C, C/Sic ou à matrice vitrocéramique ont été approfondies; des pièces de démonstration ont été réalisées. Parallèlement des études systèmes ont été conduites tout au long du programme afin d'orienter les travaux des différents ateliers et de synthétiser les résultats. Celles-ci ont été faites sur un véhicule générique dont la seule mission est d'atteindre

une orbite de transfert, sans contrainte de charge utile. Les calculs de performances montrent qu'il est capable de réaliser sa mission et confirment, malgré la nécessité de consolider les hypothèses, que la propulsion aérobie rend plus accessible la construction d'un lanceur monoétage réutilisable.

Aujourd'hui, le Prepha est en voie d'achèvement. De même, en Allemagne, le programme sur les technologies hypersoniques est terminé. Il paraît néanmoins nécessaire d'approfondir les connaissances acquises avant de pouvoir envisager le développement de véhicules opérationnels. A partir de ce constat, l'Onera et le DLR ont décidé de poursuivre leurs efforts dans un programme commun de quatre ans, centré sur l'évaluation du bilan propulsif du superstatoréacteur, afin de préserver et d'accroître leur savoir-faire et de préparer une initiative européenne future. Ce programme, financé sur ressources générales, constitue un des projets fédérateurs de l'Office sur lequel collaborent plusieurs départements. Il s'articule autour d'un avant-projet de véhicule expérimental permettant de tester en vol un statoréacteur à combustion mixte (transsonique puis supersonique) entre Mach 4 et Mach 8. Ce véhicule sert de base à l'ensemble des travaux qui se répartissent suivant deux axes principaux :

- la conception d'un statoréacteur à combustion mixte, dimensionné pour le véhicule expérimental, et l'expérimentation au sol d'une maquette dérivée;
- la définition d'une méthodologie d'établissement du bilan propulsif d'un véhicule aérobie.

La première année du programme a été consacrée à la définition générale du véhicule dont l'échelle (une dizaine de mètres de long) est fixée par les impératifs de représentativité du fonctionnement de ses différents composants. Ceux-ci vont faire l'objet d'études détaillées au sein de groupes de travail spécialisés ainsi que d'essais spécifiques. L'ensemble des résultats sera synthétisé sur le véhicule expérimental, dans le cadre d'une procédure itérative de conception permettant d'affiner sa faisabilité. Parallèlement, les recherches de base sur les phénomènes physiques rencontrés seront poursuivies.

Au terme du programme, le véhicule expérimental pourra constituer le point de départ d'une coopération élargie pour la démonstration des performances du superstatoréacteur.

Ph. NOVELLI



Définition préliminaire du véhicule expérimental ONERA/DLR

Athos : Un simulateur synchro-événementiel pour évaluer la capacité de pénétration du missile Apache (contrat SPMT)

Le logiciel ATHOS (Apache sur Territoire HOSTile) a été développé en commun par l'Onera et la société Aéro pour étudier, à la demande de la Direction de programme Apache du SPMT, la capacité de pénétration du missile de croisière anti-piste Apache face à des défenses sol-air de type varié.

Le logiciel permet de tenir compte d'un raid de missiles Apache volant en mode de suivi de terrain et empruntant des couloirs de pénétration associés à différents points de tir. En outre, le raid peut être synchronisé de façon à ce que tous les missiles arrivent dans une fenêtre temporelle donnée sur l'objectif.

Le relief du terrain est représenté au moyen des fichiers altimétriques DLMS/DTED, et la nature du sol est représentée au moyen des fichiers planimétriques DLMS/DFAD (l'information de nature du terrain est utilisée pour différencier l'intensité du fouillis de sol en électromagnétique).

- systèmes à moyenne portée (missile à AD électromagnétique actif ou semi-actif).

L'originalité du logiciel réside principalement dans la prise en compte soignée de l'influence du terrain sur la détection radar et la représentation détaillée du fonctionnement des défenses sol-air.

L'architecture générale (figure 1) illustre le cadre d'emploi du logiciel et présente les principales fonctionnalités mises à la disposition de l'opérateur ainsi que les différentes sources de données utilisées.

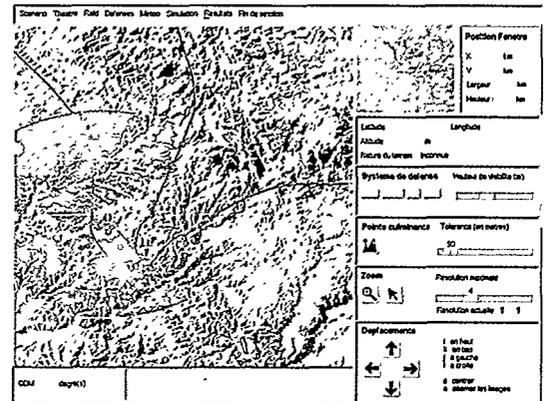


Fig. 2 - Interface graphique

L'affrontement entre les missiles Apache et les défenses sol-air est géré par un simulateur synchro-événementiel dans lequel chaque duel élémentaire est décomposé en 4 phases distinctes : détection, engagement, tir et interception.

Les événements correspondant à la totalité des duels sont enregistrés dans une « pile » et les résultats produits par ces différents événements sont utilisés pour mettre à jour, en permanence, l'état des missiles Apache et l'état des défenses. La simulation est, en outre, effectuée en mode Monte-Carlo de façon à tenir compte des phénomènes aléatoires.

L'interface graphique (figure 2) a été spécialement développée pour permettre une construction aisée du scénario :

- définition de la cible;
- trajectoires suivies par les missiles Apache;
- hauteur de vol au-dessus du terrain;
- composition et implantation des défenses;
- conditions météo;
- etc ...

Elle permet aussi de lancer l'exécution des simulations, d'observer le déroulement de l'affrontement sous forme d'une animation graphique et de consulter les résultats statistiques issus des simulations Monte-Carlo.

Le logiciel Athos a été installé au CAD au début de l'année 1998, où il sera exploité pour mener à bien des études à caractère technico-opérationnel concernant l'emploi du missile Apache.

J.-P. GUIBERT, P. FELY, J.-P. OVARLEZ, J. DULOST

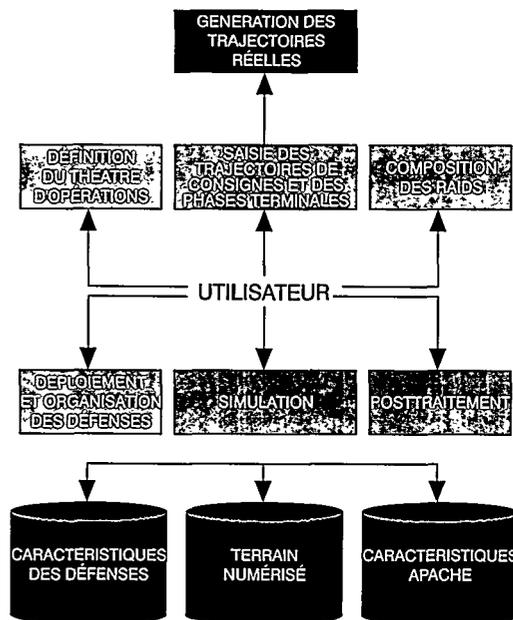


Fig. 1 - Architecture générale

Enfin, les défenses sol-air, dont le fonctionnement a été considéré, sont les suivants :

- systèmes à très courte portée (missiles à AD infra-rouge) ;
- systèmes à courte portée (moyen mixte missiles, canons à tir rapide) ;

Direction des Grands Moyens Techniques

La direction des Grands Moyens Techniques (GMT), créée le 1^{er} octobre 1997, fédère autour de l'ancienne direction des Grands Moyens d'Essais (GME), un certain nombre de services qui ont pour mission première d'assister les industriels aéronautiques et les chercheurs de l'Onera dans leurs tâches de recherche et de développement. GMT s'articule autour de trois pôles : les essais en soufflerie, l'informatique et l'ensemble ingénierie - bureaux d'études - ateliers.

Pour la présentation de leurs activités 1997, les différentes entités constituant GMT seront regroupées autour de ces trois pôles.

Pôle essais en soufflerie

On trouve sous ce vocable l'essentiel de l'activité des départements DSMA (Souffleries de Modane-Avrieux), DSFM (Souffleries du Fauga-Mauzac) et DTEX (Techniques Expérimentales, basé à Modane).

Ce sont eux qui traitent la plupart des contrats industriels de GMT, en l'occurrence des essais en soufflerie.

Il convient donc de rappeler ici les grandes tendances de ce secteur : bien avant que l'Office soit lui-même conduit à préparer son plan d'entreprise pour la période 1997-2002, les grandes souffleries, très directement exposées aux fluctuations de la conjoncture, ont fait l'objet de réflexions dans un cadre national et européen en liaison d'une part avec l'industrie et d'autre part avec les exploitants de souffleries des organismes de recherche de l'Aerea : il apparaît clairement que du fait des changements profonds de l'industrie aéronautique et d'armement en France et en Europe, le niveau d'activité sera plus faible que par le passé, mais qu'il faut préserver pour la France et pour l'Europe les capacités techniques et le savoir-faire disponibles aujourd'hui à Modane-Avrieux et au Fauga-Mauzac.



De gauche à droite :
J-P. BÈCLE, DSMA;
J-P. DREVET, DTEX;
X. BOUIS, GMT/D;
J-M. CARRARA,
DSFM /DCFM;
M. BAZIN, GMT/DA;
P. JOBART, DAFC;
F. MESCAM, DRIS;
C. BERTRAND, DCBE;
M. DESCHAMPS,
DERM;
J. LAVERRÉ, DCMA.

Des dispositions ont été prises pour s'adapter à une telle situation et ce dans le cadre d'une ouverture rapide des marchés européens : les frais fixes des souffleries ont déjà été considérablement réduits, certaines activités traditionnelles des souffleries de recherche seront transférées au Fauga-Mauzac, la polyvalence du personnel entre installations est développée, et l'accent est mis plus que jamais sur la compétitivité et la réactivité pour préserver les parts de marché en France et en Europe et pour étendre la clientèle internationale, notamment en Asie. La réputation de parfaite confidentialité dans les souffleries industrielles sera un atout pour cet accroissement de part du marché.

La mise en place de l'Assurance Qualité (audit de certification ISO 9001 en décembre 1997) et les synergies créées dans GMT par le plan d'entreprise de l'Office devraient également contribuer à atteindre ces objectifs.

Au delà, la structuration en départements plus «manœuvrants» et une action commerciale plus vigoureuse de l'Onera iront dans le même sens.

Enfin, si d'autres mesures de rationalisation sont prévisibles en France, la concertation entre les principaux établissements de l'Aerea doit être accélérée et conduire à une forme de gestion conjointe des principales souffleries, à des relations d'interdépendance et à la création de pôles d'excellence. Faute d'une telle coopération, certaines capacités techniques indispensables, mais d'usage intermittent, risqueront de disparaître ou de perdre leur qualité, la pression sur la subvention de l'Office ne permettant plus de maintenir les équipes correspondantes.

L'année 1997 aura été marquée à GMT (part ex-GME) par une activité substantielle pour les avions civils avec en particulier quelques grosses campagnes d'essais à F1 et à S1MA sur l'A340-600, une activité importante concernant l'armement du Rafale, une bonne activité, quoique temporairement en retrait pour l'étranger et les programmes européens et une activité plus importante que prévue pour les lanceurs. L'activité missiles quelque peu relancée avec le début d'un nouveau programme a fait par ailleurs l'objet d'annulations et reste de ce fait à un niveau assez faible. Signalons enfin une activité notable pour les hélicoptères et les importants essais réalisés pour préparer le programme FLA.

Les activités au profit des programmes de recherche se sont maintenues à un bon niveau puisque 600 h d'essais ont été effectuées pour les directions de l'Office. Les essais en partenariat avec les industriels ont encore été nombreux en 1997, permettant de développer des bases de données et des méthodologies d'essais, en liaison avec les chercheurs en aérodynamique de l'Office.

Parallèlement à ces activités au profit des industriels et des chercheurs de l'Office, se poursuit un effort de développement technique des souffleries et des techniques d'essais

Il a pour objet d'améliorer la qualité des essais, de diminuer leur coût, de développer des nouvelles méthodes, de mettre les installations au niveau des besoins prévisibles des clients, industriels et équipes de recherche. Quelques sujets parmi les plus importants sont indiqués ci-après :

– Réduction des coûts énergétiques de S1MA et de S2MA par le raccourcissement des durées de rotation. L'application des résultats d'une modélisation informatique et de la recherche d'algorithmes de commandes à S2MA, très prometteuse, est en attente de l'amélioration du pilotage de la turbine fin 1997. Des simulations ont été également faites en 1997 sur S1MA.

– Réduction du coût dans le domaine des étalonnages des balances : des solutions faisant appel aux coopérations Aerea sont mises à l'épreuve;

– Méthodologie d'essais standard et sortie plus automatisée des résultats à F1 et S2MA : des démonstrations frappantes de réalisation d'essais très rapides et/ou avec des équipes extrêmement réduites ont été faites fin 1996 début 1997. L'effort sera poursuivi avec en particulier une rationalisation progressive de tous les logiciels de traitement des données d'essais;

– Peintures piézosensibles : la technique est maintenant proposée aux clients industriels mais le champ d'application doit être étendu;

– Rotors d'hélicoptères : 1997 a vu l'aboutissement d'un effort important sur la mesure des grandeurs dynamiques;

– Trajectographie/essais de réservoirs largables et des charges en soute : la réflexion a été relancée en 1997, plusieurs actions sont prévues avec les constructeurs et avec les aérodynamiciens de l'Office. L'accélération des essais de trajectographie (mode quasi-continu) reste au programme. Elle se traduira dès 1998 par un gain de 25 %;

– Méthodologie des essais de simulateurs de moteurs à grand taux de dilution : les activités sur ce sujet démontrent que GMT entend bien rester en pointe sur le sujet de l'intégration moteur;

– Correction des perturbations fines des champs aérodynamique en supersonique pour les essais de missiles : des pistes intéressantes ont été explorées en 1996-97;

– Poursuite du développement des techniques d'essais à F4 : une installation dont les résultats constituent dès aujourd'hui un exemple.

Citons enfin la participation du CMA et du CFM à divers groupes de coopération internationale. (Garteur, Agard/RTO, Aerea, et plusieurs coopérations bilatérales.

Pôle informatique

Le département Réseaux et Informatique Scientifique (DRIS), reprend les activités de la direction de l'Informatique, à l'exception des recherches en calcul haute performance et des applications de gestion ; en plus, il assure la responsabilité fonctionnelle de l'informatique et de la micro-informatique des départements et services.

Missions de base

La mission de DRIS concerne la mise à disposition des départements et services de l'Office et pour certaines prestations, de ses clients extérieurs, d'un service adapté à leurs besoins. Il comprend la fourniture :

- de « l'énergie informatique » ayant le niveau de performance attendu;
- du réseau d'entreprise;
- des services associés : maintien en condition (mise à jour, assistance);
- d'un encadrement et d'une aide pour le développement de logiciel.

Une veille technologique adéquate permettra une juste standardisation des moyens, l'établissement et la mise en œuvre d'une politique visant à maîtriser et optimiser les coûts généralisés de l'outil informatique, tout en bénéficiant des avancées technologiques.

Activités

Les prestations relatives aux grands moyens de calcul, au réseau, aux moyens de gestion et à la stratégie informatique communes à l'ensemble de l'Office sont réalisées avec les moyens propres du département. Les autres prestations sont réalisées par la fédération, sous l'animation du département, des moyens du DRIS et des départements et services.

Développement technique

Activités de définition et de préparation du remplacement du Cray C94 et du Paragon prévu à la mi 98.

Dans le cadre du groupe WG-SN de l'Aerea un projet de Centre de Calcul Commun virtuel par mise en liaison des moyens des établissements, est à l'étude. En bilatéral avec le DLR, l'emploi croisé des moyens de calcul haute performance entrera en phase opérationnelle en 1998.

La démarche DADLO d'amélioration des développements logiciels, lancée en février 1997 et pilotée par la Direction de la Qualité et de l'Organisation (DQO), induit une activité d'expertise et de formation au bénéfice des développeurs de l'Office.

Suite à la mise en place fin 1996 sur l'Internet de la base de données des documents Onera publiés, une nouvelle étape a été franchie pour le SIST par la mise en service en Intranet de la base de donnée des documents Onera non publiés et non classifiés (base générale).

Pôle ingénierie

Missions

Les missions du «réseau ingénierie» de GMT sont les suivantes:

Ingénierie et Bureaux d'Etudes Centraux (DCBE) :

- préparation des essais, principalement pour les souffleries de GMT et de DAFE
- ingénierie d'installations et de dispositifs d'essais;

Ateliers de Fabrication Centraux (DAFC) :

- ateliers de haute technicité complémentaires du tissu industriel de proximité;
- tâches d'assistance aux installations locales nécessitant une grande réactivité;

Etudes et Réalisation Maquettes de Lille (DERM) :

- conception et réalisation de maquettes pour l'Onera et la clientèle extérieure;
- préparation des essais dans les installations de l'IMFL et besoins des laboratoires.

En marge de ces missions principales, les trois services apportent à l'ensemble de l'Office un soutien technologique en conception et réalisation de dispositifs à dominante mécanique.

Activités

Les activités ingénierie de DCBE sont pour une grande part liées aux équipements des souffleries de l'Office : citons par exemple en 1997 le début de l'étude du banc d'essai de turbines TURMA pour le CMA, le début d'étude du banc d'essai dynamique pour maquette complète d'hélicoptère, la modernisation de SV4 IMFL, les veines aérodynamique (chariot n°2) et anéchoïque (chariot n°3), grande vitesse, de S1MA dont la mise en service interviendra en 1998 et l'étude du transfert à F1 des activités sur hélicoptères de S2CH également prévu en 1998.

Les études DCBE menées au profit des essais sont pour l'essentiel demandées par les souffleries de Modane-Avrieux et du Fauga-Mauzac et les souffleries de recherche de Chalais-Meudon. Un volume d'activité est également réservé aux sous-traitances des départements scientifiques dans le cadre de l'harmonisation des plans de charge par le groupe de concertation des bureaux d'études d'Ile de France.

Les activités DERM de 1997 concernaient principalement : La réalisation de maquettes pour les installations de l'IMFL, notamment pour les études de mécanique du vol, pour le CERT et pour les souffleries de Chalais-Meudon. Une forte activité a été consacrée à des

maquettes de voilures tournantes, hélices et pales d'hélicoptère pour des essais à STMA. Une sous-traitance de maquette au profit de la SNECMA a également été achevée en 1997.

Parmi les activités réalisées à DAFC en 1997 on peut citer l'accroissement notable du volume des maquettes destinées à des essais à Modane (clients étrangers et départements de l'Office) et des travaux liés à des installations d'essais (moyens d'essais nouveaux et mise à niveau).

Développement technique

Les principales orientations au titre du développement technique sont les suivantes :

- mise en place (DAFC, DERM) ou amélioration (DCBE) de l'assurance de la qualité;
- amélioration et harmonisation des moyens CFAO et éléments finis;
- réduction des délais de réalisation des maquettes: ingénierie concourante, analyse de la valeur, gestion des approvisionnements et sous-traitances, technologie de conception, techniques de réalisation conventionnelles et nouvelles;
- optimisation des moyens de production et adaptation de ces moyens aux missions;
- contribution aux travaux de l'Aerea.

Principaux responsables

Directeur : Xavier BOUIS
Directeur adjoint : Maurice BAZIN
Chargé de mission : Claude ARMAND
Commercial et essais : Jean-Paul LEDY
Adjoint de gestion : Régis VOYEZ
Responsable Assurance qualité (DQO): Bertrand FISCHER

Centre de Modane-Avrieux

Directeur d'établissement : Jean LAVERRÉ
Département Soufflerie de Modane-Avrieux :
Directeur : Jean-Paul BÈCLE
Adjoint : Pierre MARION
Département Techniques Expérimentales :
Directeur : Jean-Paul DREVET
Adjoint : Gérard GRENAT

Centre du Fauga-Mauzac

Directeur d'établissement : Jean-Marie CARRARA
Département Souffleries du Fauga-Mauzac :
Directeur : Jean-Marie CARRARA
Adjoint : Claude QUÉMARD

Réseaux et Informatique Scientifique

Directeur du département : François MESCAM
Adjoint : Yves GOUDEDRANCHE

Réseau Ingénierie

Service Ingénierie et Bureau d'Etudes Centraux :
Chef de service : Camille BERTRAND
Adjoint Ingénierie : Gilbert FRANÇOIS
Chef du Service Ateliers de Fabrications Centraux : Pierre JOBARD
Adjoints : Jean-Michel SÉGURA, Daniel TRÉMAULT
Etudes et Réalisations de Maquettes :
Chef de service : Marc DESCHAMPS
Adjoints : Gilles OUTTIER, Pierre-Luc MACKER

Effectifs au 1^{er} novembre 1997

(équivalents temps plein)

DCMA	33,6		CMA = 180,5
DSMA	64,9		
DTEX	82,0		
DCFM	8		CFM = 50,2
DSFM	42,2		
DGMT	12,8		Châtillon = 71,2
DRIS	37,4		
DCBE	21,0		
DERM	25]	Réseau ingénierie = 112
DAFC	66		
TOTAL	392,9		

La démarche qualité pour les Grandes Souffleries

La décision de placer les activités essais et ingénierie de la Direction en charge des souffleries industrielles dans le cadre d'un système qualité ISO 9001 (auquel ont été volontairement ajoutées des exigences relatives à la sécurité et à la confidentialité), a été prise il y a déjà plusieurs années.

Les principaux objectifs restent de satisfaire les exigences de certains grands programmes aéronautiques et dans tous les cas d'améliorer encore les prestations fournies au client en lui assurant une parfaite lisibilité à travers un système codifié.

La contribution d'organismes extérieurs spécialisés, pour guider la démarche et pratiquer des audits, a facilité le processus mené en parallèle avec les tâches techniques habituelles. Il s'agissait d'abord de sensibiliser, d'obtenir l'adhésion et de former le personnel que sa traditionnelle culture de «bien faire» ne prédisposait pas à accepter facilement un dispositif dont il ne sentait pas vraiment l'utilité et dont il craignait le poids.

Satisfaits pour la plupart des prestations des souffleries, certains clients n'avaient pas à l'origine que des réactions favorables dans la crainte, eux aussi, d'un excès de formalisme.

La montée en puissance du système a été progressive: animée par quelques éléments moteurs et soutenue par une volonté constamment réaffirmée de la direction et la disposition de ressources appropriées, c'est l'ensemble des personnels qui a finalement contribué à bâtir et appliquer le système, lequel en tire une valeur accrue. Pour assurer la réussite, des actions qualité ont été menées en parallèle dans les Directions et Services assurant un soutien logistique (gestion des ressources humaines, achats..).

Avant même la certification -qui couronne aujourd'hui par un «sans faute» plusieurs années d'effort- les résultats positifs sont déjà perçus:

Par le client d'abord qui se sent plus impliqué dans le résultat à travers des sollicitations visant à clarifier ses objectifs et les données d'entrées, qui possède une meilleure vision des processus par la documentation et par sa participation à des revues communes aux principales étapes et qui est formellement informé des difficultés et des actions entreprises pour remédier et prévenir les anomalies.

Par le personnel aussi qui ressent les premiers bénéfices de ses efforts. Des définitions de responsabilités et de processus plus claires facilitent l'exécution des différentes phases des essais, depuis la conception jusqu'aux résultats, et en accroissent la cohérence, la rigueur et l'efficacité.

S'ajoutent à cela de motivants objectifs d'amélioration perceptibles au travers d'indicateurs et un climat plus serein pour le traitement des anomalies.

Transparence, implication accrue, économies... sont les premiers fruits au delà du «label». L'étape de certification ISO 9001 est importante. L'excellente intégration de la «culture qualité» aux prestations techniques constitue un premier pas vers une démarche de qualité totale.

Les personnels concernés de GMT

Table des matières

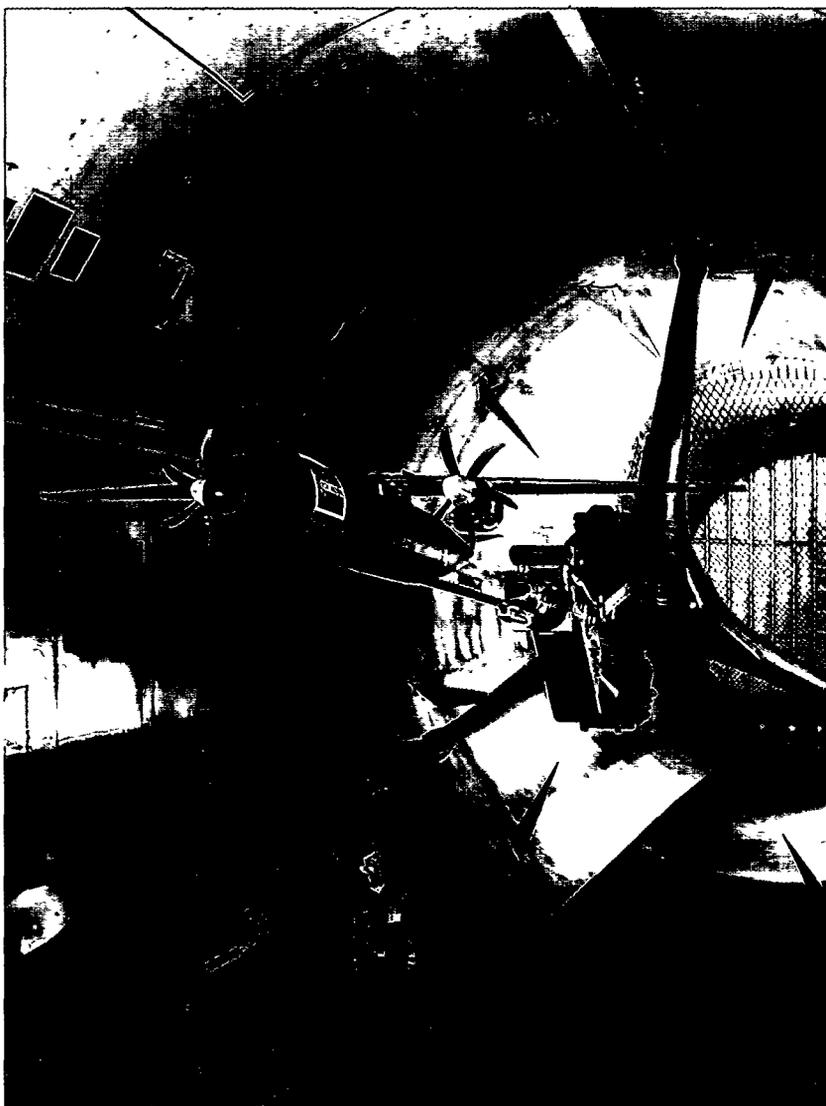
Intégration de la motorisation sur un "commuter "	
biturbopropulseur	5-9
Etude d'installation motrice sur 1/2 maquette FLA.....	5-10
Effet de l'humidité de l'air soufflante sur les résultats d'étalonnage de simulateurs de réacteurs	5-11
Inverseur de poussée dans l'installation R4.1	5-12
Sondage du proche sillage d'un avion de transport civil	5-13
Amélioration de la tenue des cablages lors des essais de rotors d'hélicoptères	5-14
Essais du lanceur Ariane 5 dans la soufflerie S2MA	5-15
Arrière-corps prépha dans la soufflerie S4MA	5-16
Mesure directe de la vitesse de l'écoulement dans la soufflerie F4 à l'aide d'un faisceau impulsionnel d'électrons	5-17
Essai d'un homme volant à F1	5-18
Essai d'un auvent autoroutier à S1MA	5-19
Modernisation des installations du CMA	5-20
Maquette d'entrée d'air supersonique	5-21
Maquette d'hélice pour le FLA	5-21
Exemples de réalisations à l'atelier central	5-22
Mise en service d'un nouveau calculateur pour la simulation des écoulements aérodynamiques	5-24
Amélioration de la qualité des logiciels	5-25
Les bases de données documentaires de l'Onera	5-26

Intégration de la motorisation sur un "commuter" biturbopropulseur (contrat ECC- Aerospatiale)

Dans le cadre du programme de recherche européen Gemini, une maquette complète motorisée à l'échelle 1/8^{ème} d'un avion biturbopropulseur de type « commuter » a été essayée dans la veine n°3 - 45,4 m² de la soufflerie S1MA. La maquette est montée sur un dard droit fixé sur un support tripode.

Le but de ces essais est l'étude de l'installation motrice et en particulier l'effet du souffle des hélices sur les caractéristiques aérodynamiques du planeur. Les essais sont effectués en conditions de croisière à des nombres de Mach allant de 0,68 à 0,72. Le nombre de Reynolds relatif à la corde moyenne aérodynamique de l'avion est voisin de 3 millions ; celui relatif aux hélices est voisin de 0,5 million.

En configuration motorisée, la maquette est équipée de deux hélices entraînées par des turbines à air comprimé montées dans les nacelles. Le débit d'air comprimé alimentant les turbines pénètre dans le chariot par le pied droit du support tripode. Un dispositif télescopique achemine l'air jusqu'à la tête motorisée du support. L'air traverse alors le dard puis les découpleurs haute pression (100 bar) de la balance. Il passe ensuite dans la débitmétrie qui est utilisée pour la régulation et la mesure des débits alimentant les nacelles gauche et droite. L'air pénètre dans chaque 1/2 voilure au niveau du talon et il est acheminé vers chaque nacelle par un conduit haute pression. Après détente dans les turbines, l'air est récupéré dans des conduits voilure basse pression (20 bar) et ramené au niveau du talon de la voilure. Il traverse la balance par les découpleurs basse pression, puis le dard et il est éjecté à l'amont de la tête tripode. Les performances des hélices ont été mesurées au moyen d'une balance tournante installée dans le moyeu d'une hélice. Les turbines sont équipées d'un collecteur 28 pistes qui permet de conditionner et d'acquérir les mesures des équipements tournants (balance d'hélice, jauges de contrainte en pied de pale). La vitesse de rotation maximale des hélices est de 8 400 tr/min. La puissance maximale développée est voisine de 100 kW.



Les efforts aérodynamiques sur la maquette Gemini dans S1MA (M970052) sont mesurés au moyen de la balance Ø125 n°1 tarée en présence des dispositifs de découplage assurant le passage de l'air vers et de retour des moteurs. La mise en pression des découpleurs ainsi que les quantités de mouvement traversant les découpleurs créent des efforts parasites qui ont été corrigés.

Les répartitions de pression sur la voilure ont été mesurées.

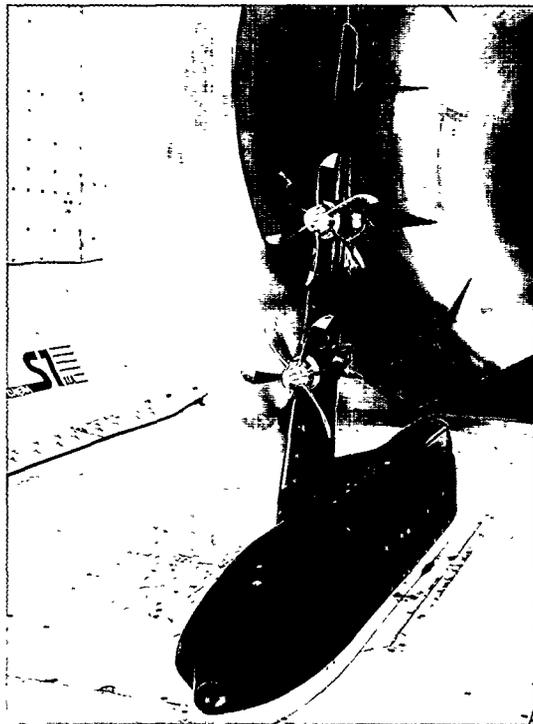
J.-F. SÉCHAUD

Maquette motorisée Gemini dans S1MA (M970052)

Etude d'installation motrice sur 1/2 maquette FLA (contrats SPAé et Aérospatiale)

Une 1/2 maquette motorisée à l'échelle 1/9,48 de l'avion quadripropulseur FLA (Future Large Aircraft) a été essayée dans la veine n°1 - 40 m² de la soufflerie S1MA.

Le but de ces essais est l'étude de l'installation motrice et en particulier l'effet du souffle des hélices sur les caractéristiques aérodynamiques du planeur. Les essais sont effectués à des nombres de Mach allant de 0,6 à 0,72. Le nombre de Reynolds relatif à la corde moyenne aérodynamique de la maquette est voisin de 5 millions ; celui relatif aux hélices est voisin de 1 million.



1/2 maquette FLA dans
S1MA (M970278)

La 1/2 maquette est installée sur une balance de paroi et sur une tourelle de mise en incidence fixées au plancher de la soufflerie. Elle est éloignée de la couche limite par l'intermédiaire d'une « péniche ». En configuration motorisée, la maquette est équipée de deux hélices entraînées par des turbines à air comprimé montées dans les nacelles. Les débits d'air comprimé alimentant les turbines traversent la balance de paroi qui est équipée d'un dispositif de découplage. Ils pénètrent dans la maquette au niveau du talon voilure puis circulent dans deux conduits voilure haute pression (100 bar) jusqu'aux nacelles. Après détente dans les turbines, les débits sont récupérés par

deux conduits voilure basse pression (20 bar). Ils repassent à travers le talon voilure et la balance. Ils sont ensuite acheminés par des tuyaux flexibles jusqu'au niveau du diffuseur de la soufflerie où ils sont éjectés.

Les performances de l'hélice interne ont été mesurées au moyen d'une balance d'hélice installée dans une nacelle. Chaque hélice est équipée d'un couplemètre monté dans le moyeu. Les turbines sont équipées d'un collecteur électrique 28 pistes qui permet de conditionner et d'acquérir les mesures des équipements tournants (couplemètre, jauges de contrainte en pied de pale...). La vitesse de rotation maximale imposée des hélices est de 8 400 tr/min. La puissance maximale développée est de 170 kW par hélice. Les efforts aérodynamiques qui s'exercent sur la maquette et les répartitions de pression sur la voilure et le fuselage ont été mesurés.

L'Onera a acquis une solide réputation dans la mise en œuvre des simulateurs de réacteurs en soufflerie, maîtrisée au cours de la dernière décennie.

La simulation des turbopropulseurs se heurte à des difficultés supplémentaires :

- outre l'alimentation en air moteur haute pression, une bonne représentation des écoulements implique de récupérer à travers le montage l'air détendu en sortie de turbine. Le passage au niveau de la balance impose des rigidités parallèles complémentaires d'autant plus importantes que, l'air étant à basse pression, il faut des canalisations de gros diamètre et que la détente dans les turbines provoque des différences notables de température entre air moteur et air extrait, donc des dilatations différentielles dont les effets sur la pesée sont à corriger;

- le tarage du simulateur avec son hélice ne peut plus être effectué comme pour les SDR dans une installation spécifique permettant en particulier le contrôle du débit de fan. C'est donc, soit en montage hélice isolée dit « minimum body », soit à l'aide d'une nacelle de référence, que le tarage est effectué dans la veine d'essai avec pesée séparée de l'hélice en rotation;

- le comportement dynamique d'une maquette motorisée par des hélices est plus délicat du fait de l'interaction périodique de l'hélice avec le champ de la voilure. La sécurité de l'essai implique un important calcul préalable et des surveillances accrues pendant les essais.

Ce sont ces processus que l'Onera prétend aujourd'hui maîtriser en maquette complète et en demi-maquette pour obtenir la précision souhaitée, en particulier à la croisière.

J.-F. SÉCHAUD

Effet de l'humidité de l'air soufflante sur les résultats d'étalonnage de simulateurs de réacteurs (partenariat Aerospaciale)

Les étalonnages de Simulateurs De Réacteurs (SDR) sont effectués, préalablement aux essais dans les souffleries du CMA et du CFM, dans le caisson S4B du Centre de Modane-Avrieux. Ils impliquent le pilotage et le contrôle des deux débits primaire (air d'alimentation de la turbine) et secondaire (air alimentant la soufflante du moteur). Ces débits sont générés à partir des réseaux 9 bar ou 270 bar où l'air a une teneur en eau inférieure à 0,010 g d'eau par kilogramme d'air sec.

Lors des essais en soufflerie, le degré hygrométrique de l'air circulant dans la veine d'essai est aujourd'hui contrôlé mais pas toujours parfaitement maîtrisé. Les SDR risquent donc d'avoir un comportement différent de celui observé dans les conditions d'étalonnage en air sec. En partenariat avec Aerospaciale, branche Aéronautique, et avec la collaboration de DSFM, des essais ont été effectués au caisson d'étalonnage S4B afin d'évaluer l'effet de l'humidité de l'air soufflante sur le débit et la poussée de simulateurs de réacteurs.

Un dispositif particulier permettant de modifier le degré hygrométrique de l'air alimentant la soufflante a été mis au point au début de la campagne d'essai. Il est composé essentiellement d'un générateur de vapeur industriel dont le débit de vapeur est injecté dans la chambre de tranquillisation en amont de la soufflante des SDR ; la température de rosée du mélange est mesurée en amont du pavillon d'entrée d'air.

Des essais et réglages préliminaires ont permis d'obtenir une homogénéité satisfaisante du mélange «air humide»

Les premiers essais avec nacelle et SDR ont montré qu'il y avait apparition de dépôt de givre sur la peau du capot moteur de la nacelle dès les faibles concentrations en eau de l'air soufflante ; cette apparition de givre, jugée prématurée, de soulève la question de la représentativité de l'air humide « fabriqué » à l'entrée de la chambre de tranquillisation ; il est

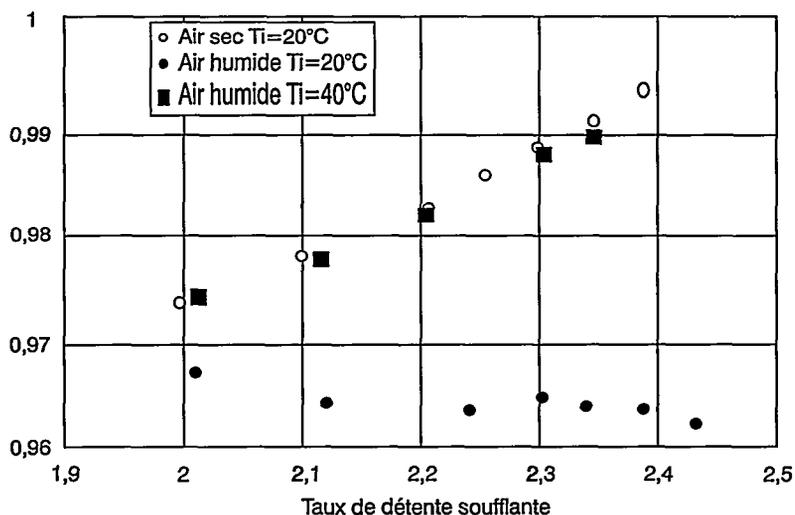
possible que l'air humide contienne de très fines particules d'eau à l'état liquide, ce qui expliquerait le givrage très précoce du capot moteur.

L'augmentation de l'humidité de l'air d'alimentation de la soufflante provoque principalement une diminution du coefficient de débit soufflante, d'autant plus forte que le taux de détente est grand (voir figure). L'effet sur le coefficient de poussée est plus faible, excepté aux forts taux d'humidité.

L'augmentation de la température d'alimentation de la soufflante (équivalente à la température génératrice de la soufflerie) permet, au même taux d'humidité, de retrouver les étalonnages « air sec ».

J.-P. BÈCLE

Coefficient de débit soufflante



Effets de l'humidité de l'air sur le coefficient de débit d'une soufflante de SDR

Inverseur de poussée dans l'installation R4.1 (contrat Hispano-Suiza)

L'année 1997 a été l'occasion d'une remise en service de l'installation R4.1, installation qui mérite plus que jamais son appellation de « spécialisée » dans la mesure où sa configuration facilement adaptable, permet de répondre aux demandes particulières des constructeurs.

Le but de l'essai, réalisé pour la société Hispano Suiza, est de caractériser un inverseur de poussée équipé de différentes configurations de grilles. Pour des taux de détente compris entre 1,2 et 1,8 les débits sont compris entre 4 et 13 kg/s.

L'essai a nécessité une adaptation particulière de l'installation et a mobilisé des dispositifs propres à d'autres souffleries (notamment S3MA et F2). Le schéma présente le montage utilisé.

Les moyens de mesure mis en œuvre sont les suivants :

- mesure du débit au moyen d'un col sonique ;
- mesure des répartitions de pressions et du taux de détente au moyen de deux peignes situés dans le plan d'entrée de l'inverseur ;
- mesure de pressions pariétales ;
- mesure de la vitesse et de la direction de l'écoulement dans le plan de sortie des grilles au moyen d'un sondage externe.

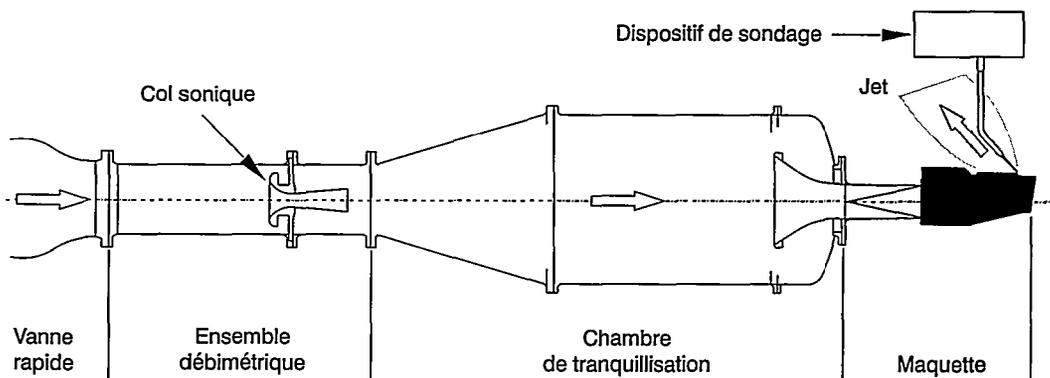
Les mesures effectuées lors des sondages font l'objet d'un dépouillement spécifique.

Une première série d'essais a montré la nécessité de certaines mise au point des techniques utilisées. La deuxième série d'essais a permis de fournir au client dans les délais fixés les nombreux résultats relatifs aux 40 configurations du programme.

Avec ce dispositif, le centre de Modane-Avrieux dispose d'une installation performante pour la caractérisation des écoulements dans et en sortie d'inverseurs de poussée.

F. MASUREL

Inverseur de poussée à
R4.1



Sondage du proche sillage d'un avion de transport civil

Les perturbations provoquées par le sillage des avions civils constituent une donnée essentielle pour la sécurité et la fréquence des mouvements des aéroports. L'apparition de très gros porteurs va amplifier l'importance de ces phénomènes. L'Onera mène donc une étude globale, incluant les caractérisations de champ proche qui constituent un maillon essentiel pour développer et qualifier les moyens de calcul.

En coopération avec le département DAAP un essai a été réalisé dans la soufflerie F1 dans le but de fournir les caractéristiques initiales du proche sillage d'un avion de transport, le sillage lointain devant être étudié à la catapulte de l'IMFL. La maquette, fournie par l'IMFL, était celle d'un A300B2 à l'échelle 1/22.

Les essais ont comporté deux phases :
 - l'identification des caractéristiques aérodynamiques pour déterminer le calage

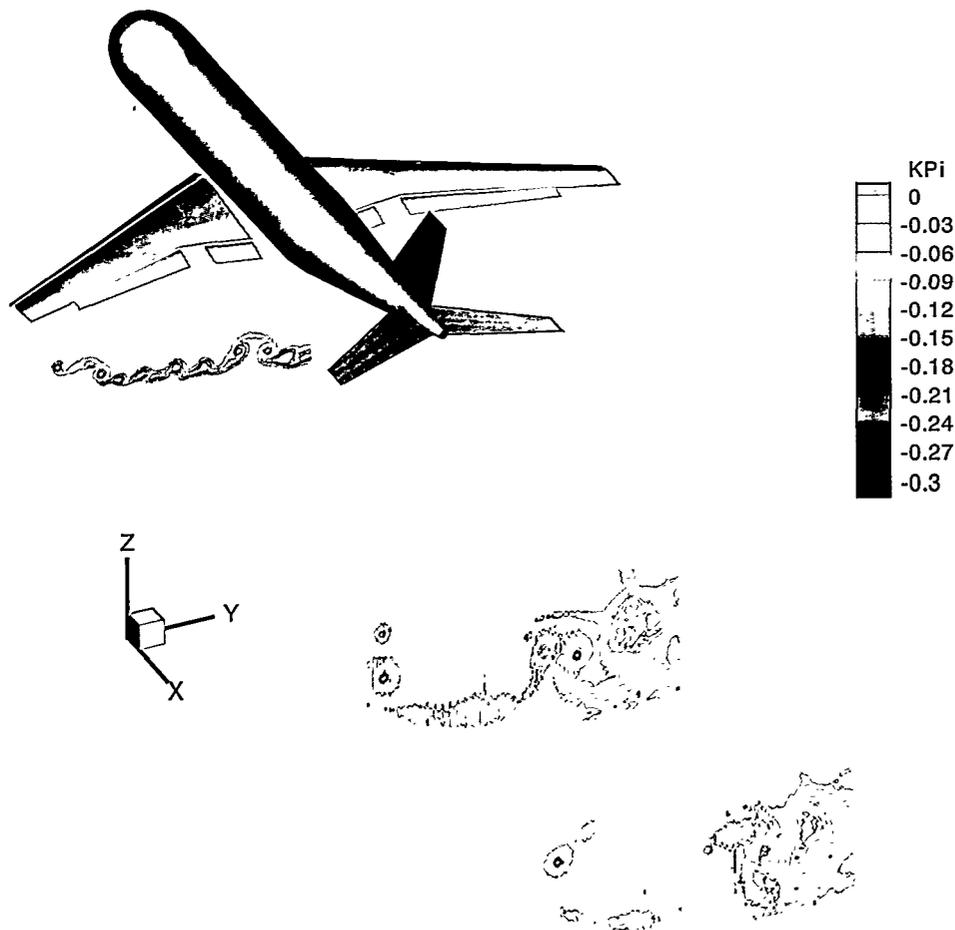
d'équilibre de l'empennage horizontal en vue des essais à la catapulte ;
 - l'étude du sillage proche, de 1 corde à 2 envergures en aval de la voilure.

Les vitesses dans les plans de mesures ont été acquises en module et direction à l'aide de 2 sondes clinométriques à 5 trous, montées sur un support en fourche fixé en bout du dispositif de sondage des grandes maquettes, lui-même monté sur un mât vertical motorisé placé à l'arrière de la veine d'essai. Afin de réaliser les sondages dans les plans prévus, deux positions de la maquette, l'une au centre de la veine, l'autre en amont ont été nécessaires.

Les sondages ont permis d'établir des cartographies fines des écoulements transversaux et de visualiser ainsi les tourbillons issus du bout d'aile et des extrémités des volets, pour deux valeurs de la portance combinées à trois configurations de volets.

Malgré les faibles pressions cinétiques de cet essai ($V_0 < 25$ m/s), la reproductibilité des mesures s'est avérée très satisfaisante.

C. QUÉMARD, F. MOENS

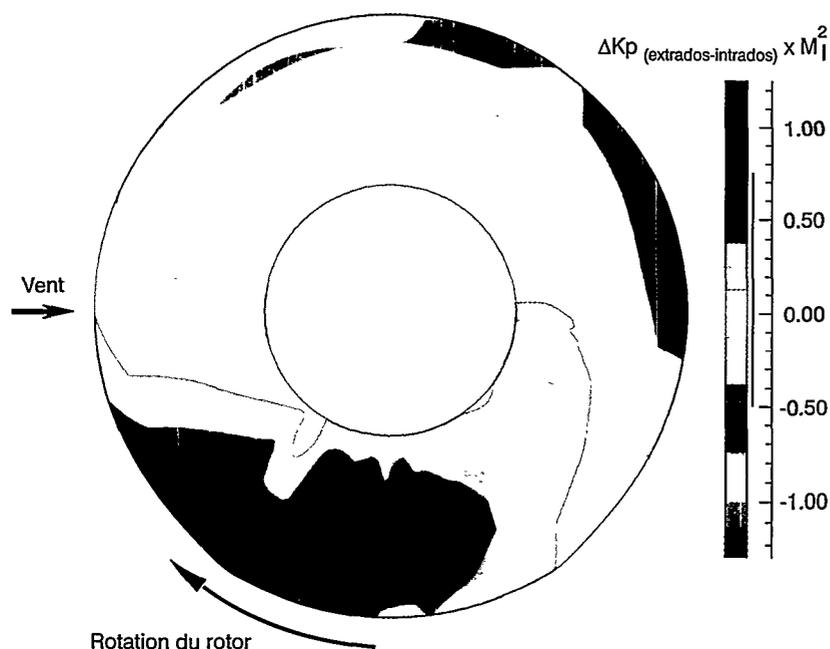


Coefficients de pression d'arrêt d'un sillage d'avion de transport civil à F1

Amélioration de la tenue des câblages lors des essais de rotors d'hélicoptères

Les essais de rotors d'hélicoptères fortement instrumentés nécessitent la mise en œuvre de câblages allant des pieds de pales jusqu'au centre de la tête rotor. Ces câblages, également appelés bretelles, sont soumis aux effets de la force centrifuge (250 N) et aux effets mécaniques dus aux différentes articulations du moyeu. A fort paramètre d'avancement, le débattement de pas cyclique atteint $\pm 15^\circ$. La fréquence nominale de rotation étant de 16 Hz et la durée moyenne d'une campagne d'essai de 15 à 20 heures de rotation avec vent, les câblages sont donc soumis à environ un million de cycles de fortes sollicitations.

Répartition de pression normalisée sur le rotor



Les rotors les plus fortement instrumentés, essayés avant 1997, avaient 40 capteurs de pression par pale dont l'acquisition nécessitait l'utilisation de bretelles de 200 fils. Ces différents essais avaient mis en évidence la nécessité d'accroître la durée de vie de ces câblages.

GMT s'est équipé en 1996 d'un banc adapté aux essais de tenue de différents types de câblage. Lors de tels essais toutes les combinaisons de pas collectif et de pas cycliques habituellement effectués en soufflerie sont réalisés pendant plusieurs semaines. Une attention particulière est accordée aux points avec un fort pas cyclique.

Un changement complet des pièces assurant la tenue mécanique des câblages, l'emploi de fils spéciaux et l'utilisation de gaines protectrices de robotique, ont permis d'atteindre des résultats exceptionnels.

Un essai probatoire avec le rotor 7AD, rotor déjà essayé lors de précédentes campagnes, a permis de réaliser l'équivalent d'une campagne d'essai, y compris des points avec un pas cyclique supérieur à 15° , sans perte d'aucun fil.

De futurs rotors devant être essayés à SIMA sont instrumentés avec 124 capteurs de pression sur une même pale. Des essais d'endurance, réalisés sur le banc de test avec une bretelle de 400 fils permettant de mesurer ces 124 capteurs, indiquent que le même degré de fiabilité sera atteint.

Grâce à ces améliorations, la productivité des essais de rotors fortement instrumentés à SIMA sera considérablement améliorée et les résultats définitifs des mesures des pressions embarquées pourront être fournis en temps réel aux clients.

JP. DREVET - P. CROZIER

Essais du lanceur Ariane V dans la soufflerie S2MA (contrats Aerospatiale et Cnes)

L'exploitation des mesures enregistrées, avant l'accident, lors du vol 501, du lanceur Ariane V, a mis en évidence un accroissement important des efforts stationnaires exercés dans les servogouvernes du moteur Vulcain au cours du vol, autour de la fréquence du mode de pendule de 10 Hz.

Dans le cadre de la préparation du vol 502, trois campagnes d'essais utilisant une maquette de 800 mm représentant le lanceur complet à l'échelle 1/60 se sont succédées dans la soufflerie S2MA pour :

- valider l'origine aérodynamique externe du phénomène lié au caractère fortement stationnaire de l'écoulement autour de l'arrière corps du lanceur (décollement au culot, présence de nombreuses protubérances, présence des tuyères,...) ;

- estimer le plus fidèlement possible l'évolution de la dynamique des efforts le long de la trajectoire dans le domaine transsonique particulièrement ;

- et étudier l'efficacité de modifications éventuelles de la configuration.

Pour donner rapidement de premières réponses, une première campagne a été réalisée en novembre 1996, sans la simulation des jets, avec une maquette équipée uniquement en prises de pression stationnaires et stationnaires regroupées principalement dans la région de l'arrière-corps. Les efforts aérodynamiques sur la tuyère ont été calculés par intégration des mesures de pressions stationnaires. Cette première campagne a permis de valider l'origine aérodynamique du phénomène et a montré l'efficacité de certains carénages types. La précision des résultats est cependant difficile à estimer : elle dépend notamment de la complexité de l'écoulement et du nombre de points de mesure, qui était relativement faible en raison de la taille de la tuyère.

Pour obtenir une confiance accrue de la mesure des efforts stationnaires, deux autres campagnes ont été réalisées aux mois de mars et de mai 1997. Ces deux campagnes se distinguent de la première sur deux points fondamentaux : la simulation des jets et la pesée directe de la tuyère.

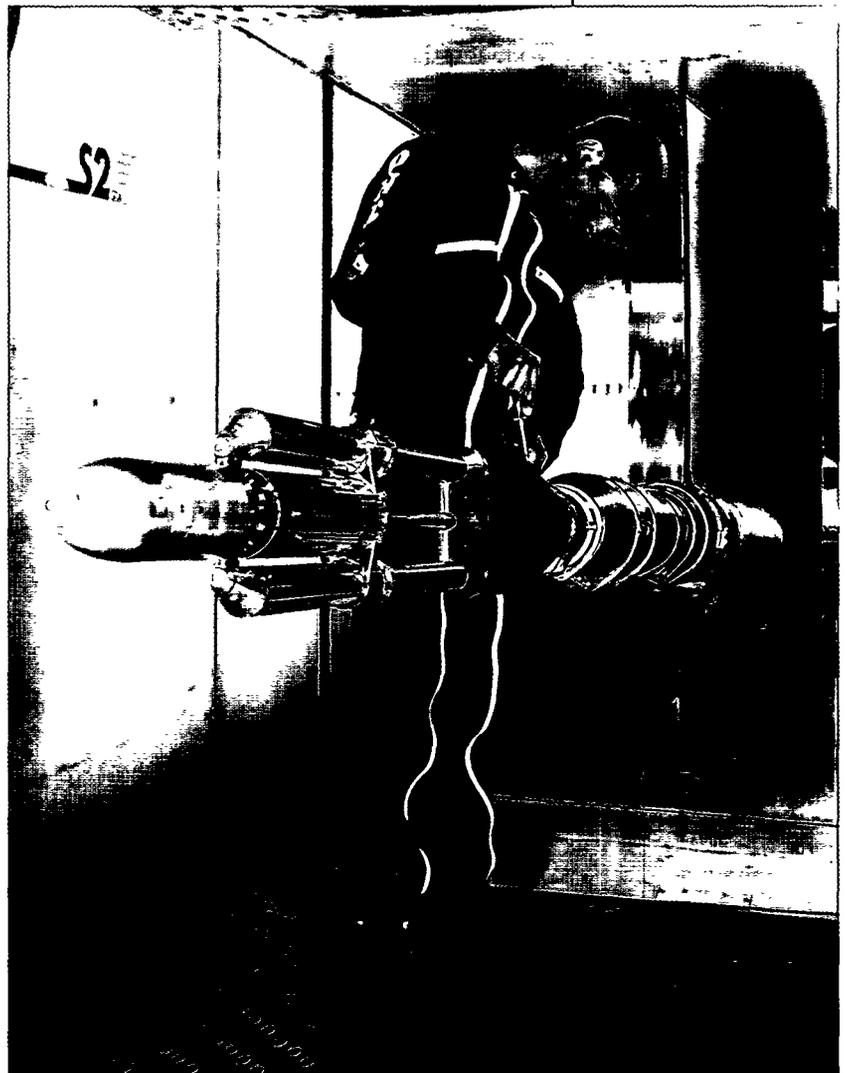
La simulation des jets se fait par des arrivées d'air comprimé à l'aval qui constituent un noyau solide pour les jets respectant la similitude de Gothert.

Les efforts aérodynamiques stationnaires sont mesurés au moyen d'une balance corrigée des efforts d'inertie, déduits de mesure accélérométriques. La balance intégrée, conçue spécialement pour cette étude a une rigidité telle que son premier mode est voisin de 1 500 Hz. Cette caractéristique permet de minimiser les corrections d'inertie appliquées dans la bande de fréquence d'étude du phénomène (0 - 1 000 Hz à l'échelle 1/60). La balance est équipée de jauges à semi-conducteurs 70 fois plus sensibles que les jauges classiques.

Les résultats produits en soufflerie sont en accord avec les mesures enregistrées lors du vol 501. Ces essais sont les premiers à étendre jusqu'à 1 000 Hz cette technique de mesure d'efforts stationnaires.

F. GARÇON

Maquette du lanceur Ariane V dans la soufflerie S2MA

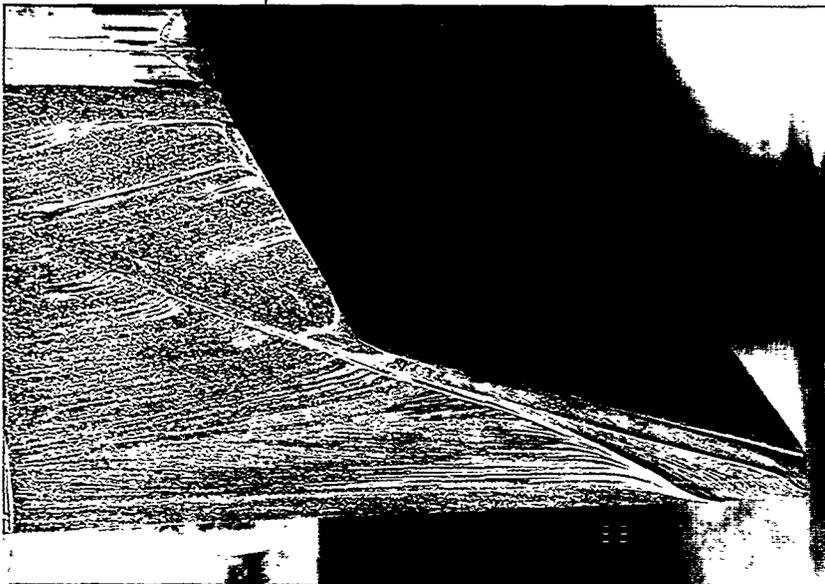


Arrière-corps Prepha dans la soufflerie S4MA (Collaboration Onera - Dassault Aviation - Aérospatiale et Snecma)

L'expérience des essais de statoréacteurs à combustion supersonique d'hydrogène a été acquise à S4MA dès le début des années 1970, en veine libre ou semi guidée. Outre les essais hypersoniques de $M = 6,4$ à $M = 12$, cette soufflerie constitue un moyen d'essai unique pour les essais de combustion à vitesse élevée.

Dans le cadre du projet PREPHA (Programme de REcherche et de technologie sur la Propulsion Hypersonique Avancée) l'étude des écoulements dans la tuyère propulsive et autour de l'arrière-corps d'un véhicule à propulsion par statoréacteur à combustion supersonique d'hydrogène a été réalisé en utilisant la tuyère $M = 6,4$.

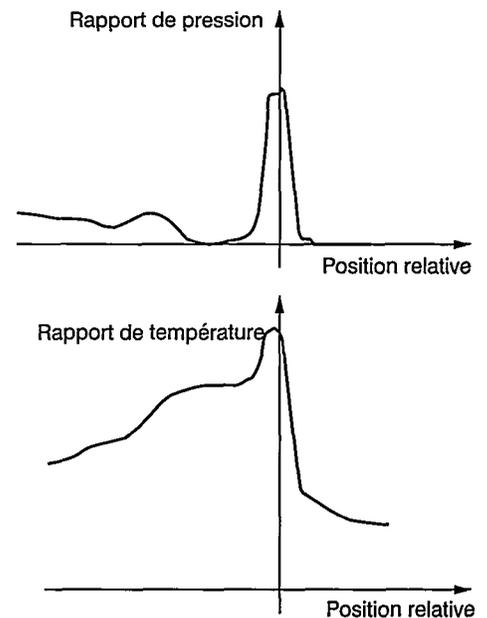
Répartition des rapports de pression et de température du jet en aval de la rampe de la maquette



Visualisation à la bouillie colorée du jet sur le volet et la rampe de l'arrière-corps Prépha

Le niveau de température requis pour l'alimentation de l'arrière-corps a nécessité la mise au point par le département des moyens techniques de l'énergétique (DMTE) d'un brûleur à combustion d'hydrogène et d'air sous pression, intégré dans la pointe avant de la maquette. La soufflerie a été modifiée afin de permettre l'alimentation du brûleur, en tenant compte de son mouvement lors de l'injection de la maquette.

La température élevée du jet a imposé un refroidissement du corps central de l'arrière-corps et l'utilisation de matériaux spécifiques pour la maquette ainsi que pour les instruments de mesure.



Les objectifs de l'essai étaient de :

- qualifier la détente de l'écoulement interne (effet 2D), l'arrière-corps étant équipé de flancs latéraux, puis mettre en évidence les effets 3D de confluence. Ces évaluations mettent en œuvre la mesure par multicapteurs PSI des pressions sur la rampe, le volet et les flancs de l'arrière-corps Prepha ainsi que le peignage du jet, en aval du col de la tuyère ou de la rampe, à l'aide de capteurs de pressions d'arrêt et de thermocouples. Des observations par visualisations à la bouillie colorée donnent un résultat qualitatif de la séparation du jet chaud et de l'écoulement externe de la soufflerie.

- évaluer le sillage du mât, sans la rampe ni le volet, à l'aide de peignes de couche limite montés sur une fausse rampe et dont les pressions sont mesurées par des multicapteurs PSI.

- déterminer le caractère laminaire ou turbulent de la couche limite par la mesure des flux thermiques à l'aide de thermocouples, résistants à de hautes températures, répartis sur la rampe, le volet et les flancs de l'arrière-corps Prepha.

Les conditions du jet (température entre 800 et 1 700 K pour une pression entre 23 et 46 bar) ont été respectées et les objectifs fixés ci-dessus ont été atteints.

J. FONTAINE

Mesure directe de la vitesse de l'écoulement dans la soufflerie F4 à l'aide d'un faisceau impulsif d'électrons

La mesure de la vitesse de l'écoulement dans une soufflerie hypersonique chaude comme la soufflerie F4, où les effets de gaz réels sont importants, pose un problème spécifique.

Le contrôle de la cohérence des résultats du calcul avec toutes les mesures faites dans la soufflerie, notamment les pressions pariétales dans la tuyère, valide les hypothèses et la méthode. Néanmoins, il est utile, voire nécessaire, de confronter cette approche avec les méthodes de mesures directes de la vitesse dans l'écoulement.

Une première méthode optique associant l'effet Doppler et l'absorption par certaines molécules du gaz dissocié, d'un faisceau laser émis dans l'infrarouge, a déjà donné des résultats intéressants. Cette méthode où la mesure intègre le phénomène d'absorption sur tout le parcours optique fait appel à des hypothèses et à des corrections qui doivent être considérées avec attention.

Une nouvelle méthode de mesure directe de la vitesse à l'aide d'un canon à électrons pseudospark a été mise au point en 1996 dans la soufflerie F4.



Sortie du faisceau d'électrons (pseudospark)

Électrode de masse

Sphère ϕ 80

La méthode consiste à initier une décharge électrique entre une électrode portée à haute tension (30 à 50 kV) et une antenne placée dans l'écoulement et reliée à la masse de la soufflerie. Le flux d'électrons dans cette décharge électrique de haute intensité (1 000 A), induit la fluorescence des molécules ionisées (N_2^+ , O_2^+) sur le chemin de l'arc. La décharge est maintenue pendant quelques microsecondes et elle suit le déplacement des molécules d'air ionisées (chemin électrique de moindre résistance). Le déplacement ΔX de la colonne lumineuse est enregistré par une caméra CCD après un créneau Δt de temps connu, ce qui permet la mesure directe de la vitesse $\Delta X/\Delta t$.

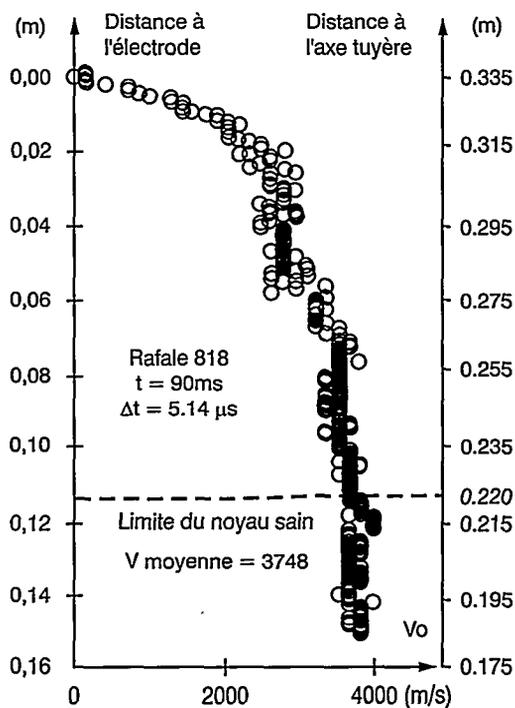


Fig. 2- Répartition de vitesse

Cette méthode est mise en oeuvre dans la soufflerie F4. La figure 1 montre un exemple des mesures réalisées : la décharge électrique est ici provoquée 90 ms après le début de la rafale, puis maintenue pendant plus de 5 μ s ; la prise de vue est réalisée 5 μ s après le déclenchement de la décharge avec un temps de pose de 280 ns. Après traitement numérique de l'image, on obtient la courbe figure 2, qui montre l'évolution de la vitesse de l'écoulement en fonction de la distance à l'électrode du pseudospark.

A. MASSON, A.K. MOHAMED

Fig. 1- Décharge

Essai d'un homme volant à F1

Encouragés par la Direction de la Communication de l'Office, des essais de simulation de la chute libre ont été réalisés dans la soufflerie F1 avec un sportif de haut niveau, parachutiste de renommée mondiale : Patrick de Gayardon. Ces essais constituent une contribution de l'Onera à la recherche d'amélioration des performances du vol humain en chute libre en utilisant une combinaison intégrant des ailes (surfaces souples) entre bras et torse d'une part, entre les jambes d'autre part.

Les deux combinaisons de vol essayées étaient équipées d'élingues en fibre synthétique :

- au niveau de la taille face avant, pour l'accrochage à un câble en acier relié à une balance montée sur un petit mât vertical amont, et à un câble fixé sur le plancher. Ces câbles assuraient pour l'un la retenue longitudinale et pour l'autre la sécurité.

- au niveau de la taille dans le dos : la liaison par câble à un contrepoids variable, placé au dessus de la soufflerie, permettait de réduire le poids pour simuler l'équilibre de portance en vol plané sous forte pente. Une butée a été fixée sur ce câble de façon à éviter tout contact avec les parois de la soufflerie.

Les essais ont été réalisés jusqu'à 200 km/h.

Un afficheur installé derrière un hublot de la veine a permis à Patrick de Gayardon de surveiller les paramètres de l'écoulement.

L'optimisation des performances aérodynamiques des combinaisons équipées de différents parachutes a pu être réalisée à partir des mesures d'efforts et par des visualisations de l'écoulement par des fils de laine cousus sur la combinaison. Des enregistrements vidéo ont également permis à Patrick de Gayardon de critiquer ses attitudes de vol. Du point de vue des sensations, il a trouvé dans la soufflerie F1 un moyen de simulation de la chute libre planée tout à fait réaliste.

Homme « volant » dans F1

D. CASSOUDESSALE

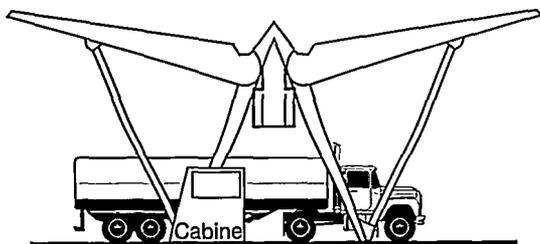


Essai d'un auvent autoroutier à S1MA (Société Française du Tunnel Routier du Fréjus)

Dans le cadre de la construction de l'autoroute de Maurienne (A43), la Société Française du Tunnel Routier du Fréjus (SFTRF) a utilisé la soufflerie S1 du Centre de Modane-Avrieux pour réaliser un essai sur l'auvent de la gare de péage de Saint Michel de Maurienne.

La forme de cet ouvrage a été conçue par le cabinet d'architecte « Chambre & Vibert ». La SFTRF a choisi d'utiliser la soufflerie pour vérifier que les efforts au vent ne mettraient pas en cause les dimensionnements initiaux de la structure, définis à partir des règles Neige et Vent.

Les essais ont été effectués sur une maquette à l'échelle 1/50, permettant une représentation réaliste de tous les équipements (passerelles, cabines, feux d'affectation, etc...).



La maquette est montée sur la tourelle du chariot 2 au plancher de la soufflerie par l'intermédiaire des supports tubulaires. Ce montage permet la mise en dérapage pour simuler des vents latéraux jusqu'à 45°.

Les effets suivants sont étudiés jusqu'à une vitesse de vent égale à 30 m/s :

- les effets globaux par la mesure des efforts aérodynamiques sur la partie centrale de l'auvent ;
- les effets locaux par la mesure des répartitions de pressions sur l'auvent ;
- les effets dynamiques par la mesure de pressions instationnaires.

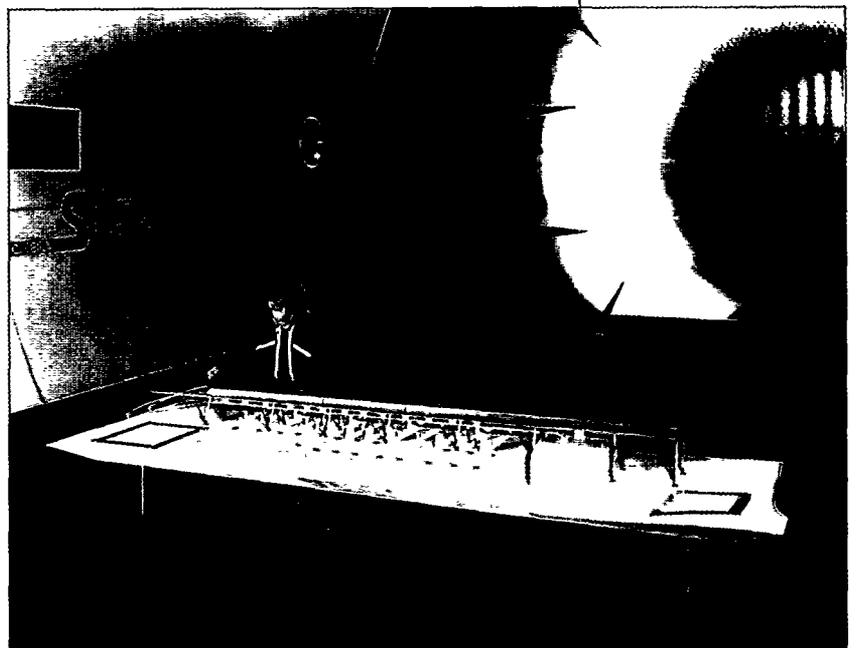
La maquette comporte une partie centrale pesée par une balance dynamométrique et elle est équipée de 120 prises de pression statique réparties sur 6 sections, de 4 capteurs de pression instationnaire et de 2 sondes de pression statique placées dans les voies de circulation.

L'influence de la présence de 14 camions dans les 14 voies de circulation, configuration extrême, a également été étudiée.

Les résultats de ces essais ne remettent pas en cause le dimensionnement de la structure, mais ils montrent localement des efforts supérieurs à ceux déterminés à partir des règles Neige et Vent, qui conditionnent la fixation des éléments de couverture.

G. CARRAZ

Schéma et vue en veine de la maquette de péage autoroutier à S1MA



Modernisation des installations du CMA

En 1997, trois opérations de modernisation ont été effectuées au CMA

1 - Rénovation de la régulation de vitesse de la turbine hydraulique entraînant le compresseur de 65 MW de la soufflerie S2MA : le dispositif de régulation antérieur, datant de 25 ans, posait des problèmes de maintenance en raison des difficultés à trouver des matériels de remplacement.

Par ailleurs, l'évolution des techniques d'essais et des exigences d'efficacité et de précision justifiait une évolution des performances de cette régulation. La rénovation de la régulation doit améliorer la stabilité de vitesse de l'air au niveau de la maquette testée et générer des économies par une diminution des temps de changement de régime.

2 - Modernisation de la station de dessiccation d'air comprimé 9 bar :

La production d'air comprimé 9 bar, centralisée pour l'ensemble des installations d'essais du CMA, requiert de l'air sec obtenu par des dessiccateurs à gel de silice régénérable. L'installation de dessiccation date de 1958 et n'était plus adaptée aux besoins croissants d'air comprimé pour les essais. La modernisation de cette installation a donc été réalisée et permet

d'augmenter très notablement l'efficacité de la production 9 bar, par l'accroissement des quantités d'air séchées par 24 heures (de 2 à 4 fois selon les configurations d'exploitation). La rénovation permet également de remplacer des matériels obsolètes exploités aux limites de leurs capacités.

3 - Installation d'un échangeur thermique pour la soufflerie S4MA.

La sphère R7 - 4000 m³ - est essentiellement utilisée pour les essais hypersoniques de la soufflerie S4MA qui nécessite en aval, un niveau de vide poussé. Lors d'une rafale, l'air chaud, ou très chaud, arrive dans cette sphère R7 et fait remonter la pression du réservoir qui limite la durée de la rafale par un risque de désamorçage de la tuyère.

Pour gagner du temps utile de rafale, un échangeur thermique est installé à l'entrée de la sphère R7 pour « refroidir » l'air et provoquer ainsi une remontée de pression moins rapide dans la sphère. Ce système particulier, avec pertes de charge optimisées, est conçu pour rendre le fonctionnement de la soufflerie S4MA plus indépendant des autres installations du centre en ne lui affectant que cette seule sphère R7, alors qu'antérieurement il était souvent nécessaire de lui affecter un ou plusieurs autres réservoirs supplémentaires pour réaliser les essais. La souplesse d'exploitation des différentes souffleries du CMA est donc accrue.

P. MARION

Maquette d'entrée d'air supersonique (contrat Snecma)

La Division MDE de l'IMFL (ou GMT/DERM) a réalisé pour la société Snecma une maquette modulaire d'entrée d'air supersonique, destinée à des essais dans la soufflerie S3MA de Modane.

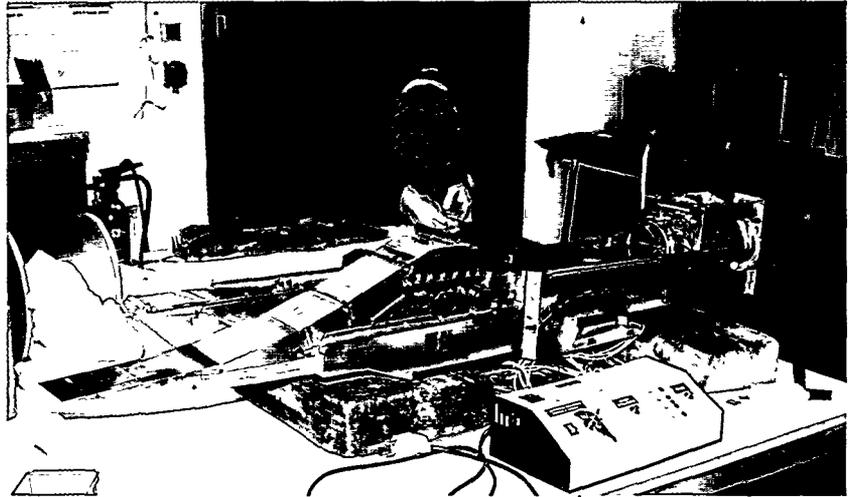
Les lignes aérodynamiques ont été fournies par HYPR (Engineering Research Association for Super/Hyper-Sonic Transport Propulsion System). La maquette et les essais associés ont été financés par le NEDO (New Energy and Industrial Technology Development Organisation).

La maquette est constituée d'un bâti rigide pouvant recevoir deux rampes mobiles adaptées chacune à un Mach de référence, et d'ensembles de parois pleines ou perforées permettant de multiples combinaisons.

L'amorçage de l'entrée d'air, postérieurement à l'amorçage de la soufflerie, est effectué par déplacement des rampes, composées de trois éléments articulés. Cette fonctionnalité à nécessité l'étude et la réalisation d'un puissant vérin électrique intégré à la maquette, capable d'effectuer la manœuvre en moins de cinq secondes.

L'étude et la fabrication se sont déroulées sur une période de six mois d'août 96 à février 1997.

M. DESCHAMPS, PL. MACKER



Rampes motorisées de la maquette

Maquette d'hélice pour le FLA (contrat Aerospatiale)

Dans le cadre du programme FLA la division MDE de l'IMFL (ou GMT/DERM) a étudié pour Aerospatiale une paire d'hélices destinée à une demi-maquette motorisée au 1/9,48.

Les hélices d'un diamètre de 500 mm environ comportent six pales en titane. Le calage des pales est réglable degré par degré avec une précision de cinq centièmes de degré. Les moyeux peuvent recevoir un couplemètre.

Afin de réduire le temps de fabrication, une hélice a été réalisée par Aerospatiale, l'autre par l'Onera.

Chaque hélice est équipée de ponts de jauges pour le suivi des charges statiques et dynamiques supportées par les pales. Une procédure de surveillance de ces efforts a été développée en collaboration avec l'équipe de la soufflerie STMA et agréé par Aerospatiale.

L'étude et la fabrication se sont déroulées sur une période de cinq mois, de décembre 96 à avril 1997. (voir figure page 5-10 FLA).

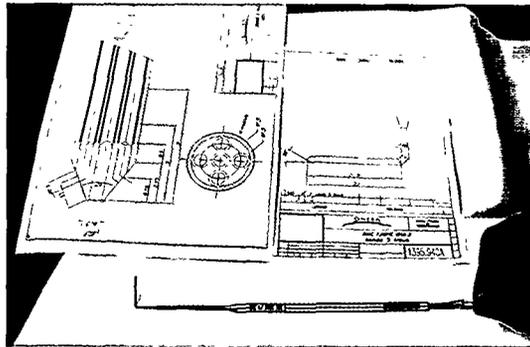
M. DESCHAMPS, G. OUTIER

Exemples de réalisations à l'atelier central

1 - Sonde 5 trous \varnothing 1,5 coudée pour banc turbine VEGA 2 (Besoin des départements DMTE et DAFE).

Conception : Une tête de sonde conique \varnothing 1,5 mm est percée de 5 prises orifices pour constituer de prise de pression. Chaque prise est reliée à un tube de 0,3 x 0,4 mm, l'ensemble de ces tubes étant gainé par un fourreau de \varnothing 1,5 mm vers l'extrémité.

Fabrication : Usinage délicat de la tête de sonde en micro-mécanique ; brasure des tubes ; test d'étanchéité.

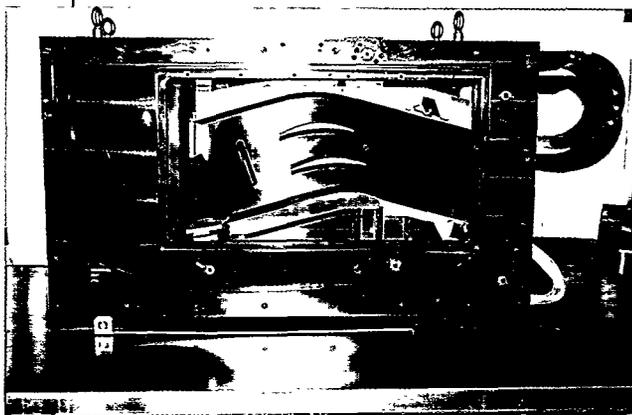


Micro sonde 5 trous
 \varnothing 1,5 mm

2 - Montage de grille d'aube ISO pour S5 Ch (demande de DCBE pour DAFE, contrats IHI et Snecma).

Conception : Caisson comportant les blocs tuyères inférieurs et supérieurs pouvant être positionnés à différents angles d'incidence. Entre les tuyères sont installées des aubes métalliques, fournies par IHI et équipées par DAFC, ou bien des aubes plastiques réalisées par contremoulage et moulage par DERM.

Fabrication : Réalisation de tous les éléments, montage sur marbre, intégration dans S5 Ch.

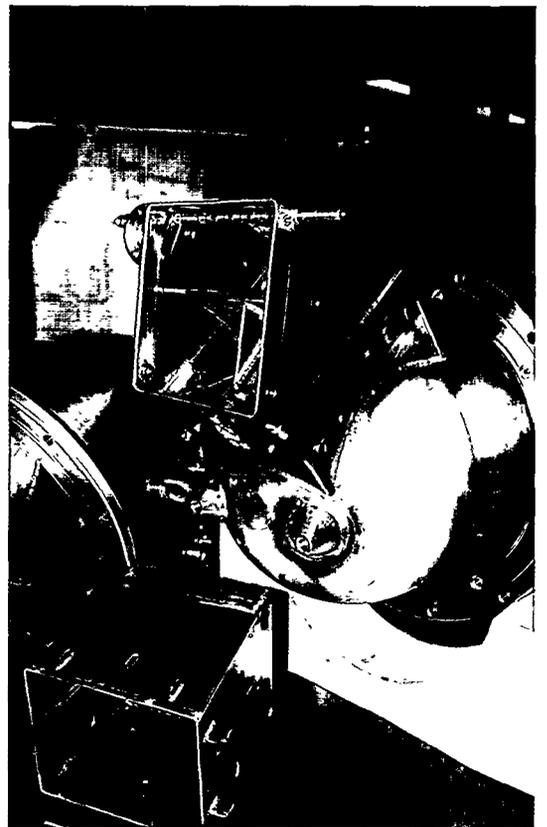


Montage de grille
d'aube

3 - Maquette de statoréacteur (Réalisation pour DMTE, contrat Snecma).

Réalisation d'une maquette à l'échelle 1 d'un statoréacteur à double paroi refroidie par air pour essais de combustion au laboratoire ATD de Palaiseau.

Fabrication : Fraisage de l'ouverture de la sphère multiperforée fournie par la Snecma puis chaudronnerie, soudure et finition sur fraiseuse, aléuseuse et ajustage.



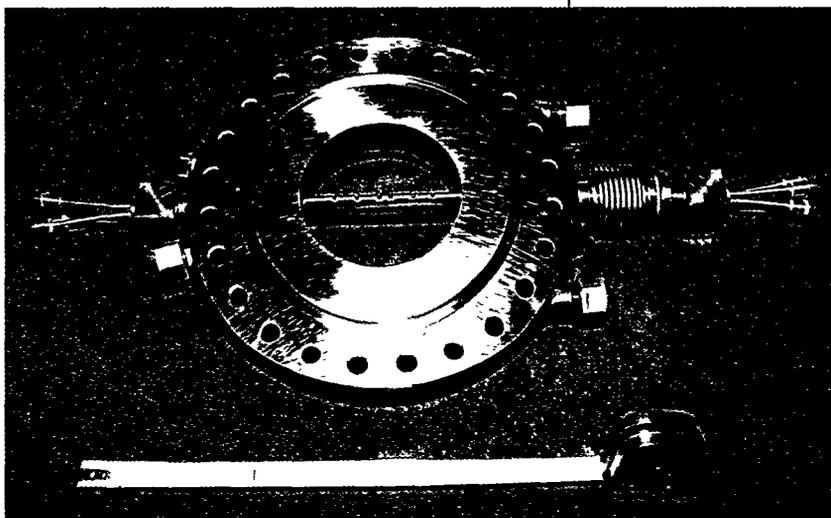
4 - Sonde de prélèvement de gaz pour chambre de combustion tubulaire (Réalisation pour DMTE)

Conception : Corps de sonde refroidie à 6 points distincts de prélèvement avec soudure, par l'intermédiaire d'un soufflet de dilatation, sur une virole également refroidie.

Particularités de réalisation :

- fabrications délicates des cols \varnothing 1 mm en électroérosion par enfonçage ;

- mise en place des cols et des tubes dans le corps par brasures successives et soudure par bombardement d'électrons.



Sonde de prélèvement de gaz

5 - Support maquette tuyère n° 2 (SMT2) pour CEPRA 19 (Demande de DCBE pour DSNA, contrats DGA / SPNuc)

Dispositif permettant l'alimentation de tuyères monoflux ou double flux pour étudier le bruit de jet dans la soufflerie anéchoïque CEPRA 19. Température maximum 1 150 K, pression maximum 5 bar.

Fabrication de l'ensemble canne. Intégration de la chambre de combustion air-propane en bout de canne, des lignes de mesure (198 prises de pression + 24 thermocouples) et des alimentations primaire, secondaire et tertiaire.

Mise en place de la balance en pied de mât pour la mesure de poussée.

Mise au point puis montage sur le mât et le chariot et installation à Cepra 19.



Montage SMT2 d'étude de tuyère à Cepra19

Mise en service d'un nouveau calculateur pour la simulation des écoulements aérodynamiques

Le Département simulation numérique des écoulements et aéroacoustique s'est doté en 1997 d'un calculateur Fujitsu VX-2. L'installation, l'exploitation et l'administration de la machine ont été confiées au Département Réseaux et Informatique Scientifique (DRIS).

L'objectif recherché est de décharger le Cray, de faire tourner des codes exigeant une capacité mémoire importante, et d'effectuer des essais de parallélisation.

La configuration est la suivante :

- 2 processeurs accédant chacun à 2 Go de mémoire CMOS distribuée ;
- puissance de crête de chaque processeur : 2 Gflops ; fréquence d'horloge : 7 ns ;
- espace disque : 84 Go.

L'arithmétique est de type IEEE. Par défaut, entiers et réels sont sur 32 bits.

Le système d'exploitation (UXP/V) est basé sur UNIX. Les environnements de programmation habituels sont présents : fortran 90, C ; MPI et PVM pour la parallélisation.

La mise en service s'est déroulée en plusieurs étapes :

- mai 97 : livraison d'une machine provisoire VX-1, avec un processeur, 2 Go de mémoire et 16 Go de disques ;
- juin 97 : installation de la machine définitive VX-2, avec 30 Go de disques ;
- novembre 97 : extension de l'espace disque à 84 Go.

Après quelques mois de fonctionnement, il est possible de tirer des enseignements, du point de vue de l'exploitant et du point de vue des utilisateurs.

Le point de vue de l'exploitant :

L'installation et la mise en service se sont déroulées sans difficulté. Le portage initial de certains codes s'est effectué assez facilement, et la charge de la machine a dépassé 70% en juillet et août. Le matériel et le logiciel se sont révélés extrêmement robustes, puisque depuis le 12 juin, seuls une panne matérielle et un incident logiciel ont été constatés. En revanche, cette robustesse s'accompagne cependant d'une relative pauvreté des outils d'adminis-

tration du système. Cette situation s'améliore de mois en mois grâce à une bonne réactivité du constructeur.

Le point de vue de l'utilisateur :

La version compressible du code de recherche Pegase a été portée sur Fujitsu VX-2. Dans un premier temps, les tailles mémoire et temps de calcul de la version Fujitsu étaient doubles de la version Cray. Après quelques jours d'optimisation, la taille mémoire est devenue comparable à celle de la version Cray et le temps de calcul est devenu inférieur de 30%. Rappelons que la puissance de crête d'un processeur C90 est de 1 Gflops.

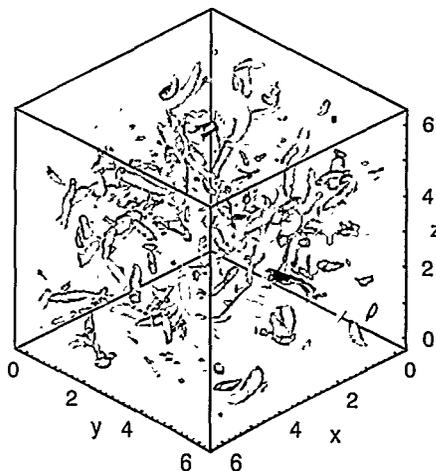
La capacité mémoire du Fujitsu a en outre permis l'utilisation de maillages comportant jusqu'à 2,6 millions de points, ce qui était impossible avec les machines jusque là disponibles à l'Office. Ces améliorations ont permis d'entreprendre les calculs nécessaires à la qualification de la simulation de grandes échelles en régime transsonique. L'arrivée du Fujitsu a également permis d'envisager une étude paramétrique comportant plusieurs cas de calcul d'environ 100 heures CPU chacun. La figure jointe montre une simulation numérique de turbulence homogène isotrope, avec un schéma de capture de choc de type ENO (isovaleur de la vorticité).

L'environnement utilisateur souffre cependant de lacunes : piètre qualité de la documentation (notamment du compilateur fortran frt) ; certaines incompatibilités entre frt et fortran 90 ; rareté et faiblesse des outils d'optimisation.

Bilan :

La mise en service du Fujitsu VX-2 est une expérience enrichissante. Les logiciels, tant système qu'applicatifs, doivent être améliorés, mais le constructeur s'attache à combler progressivement ces lacunes. Le matériel est d'une grande fiabilité et la puissance (modulaire) est appréciée.

E. GARNIER , P. LEVART



Amélioration de la qualité des logiciels

Dans le cycle de vie d'un logiciel, la phase de codage n'est qu'une étape située entre les phases de conception et de tests. Le codage est une étape clé dans la réduction du coût des logiciels développés. En effet, améliorer la qualité du code source permet :

- de simplifier la maintenance, ce qui assure une plus grande durée de vie au logiciel ;
- de simplifier le développement en améliorant la lisibilité des programmes, pour un meilleur transfert entre programmeurs ;
- d'accroître la modularité, pour rendre les modules logiciels réutilisables ;
- de faciliter le transfert des codes sources sur différentes machines, pour évoluer dans un environnement informatique hétérogène ;
- de diminuer le nombre des sources d'erreurs, pour accroître la fiabilité.

Ces qualités doivent être préparées dès la conception.

L'objectif d'une meilleure maîtrise du processus de développement des logiciels est stratégique pour l'Office. L'opération DADLO (Démarche d'Amélioration du Développement des Logiciels à l'Onera) animée conjointement par DQO, DRH et DRIS vise au déploiement dans tout l'Office de méthodes adaptées aux spécificités des développements des logiciels Onera.

Ainsi, trois chartes de programmation ont vu le jour, la première pour Fortran 77, suivie des chartes concernant le langage C et Fortran 90.

L'élaboration de ce type de documents est le fruit d'une démarche participative : la première démarche consiste à rechercher les documents internes ou externes traitant du sujet. Puis un ensemble d'utilisateurs, reconnus pour

leurs compétences, est mis à contribution pour élaborer les recommandations qui seront soumises à une critique de deuxième niveau. Le document de synthèse est alors envoyé aux correspondants qualité logiciel des différents départements, qui se chargent d'une première diffusion afin de recueillir de nouvelles remarques.

Les documents de référence précités sont détenus par la Direction de la Qualité et de l'Organisation (DQO). Pour permettre leur diffusion la plus large possible, ils sont aussi accessibles sur le serveur ftp anonyme de l'Onera, de même que sur le Web interne.

Dans le cas du Fortran 77, des outils «domaine public» apportant une aide au contrôle de la qualité du codage, ont été proposés aux utilisateurs dès la sortie de la charte. Pour les langages C et Fortran 90, des outils commerciaux sont retenus.

Des en-têtes de code standards, pour les différents langages, sont à la disposition des développeurs. Ils permettent d'être en conformité avec les «Règles de documentation interne minimale des logiciels de l'Office», et un outil en permet l'extraction.

Pour les autres phases du développement logiciel, des évaluations d'outils ont été menées. Ceci a conduit à la mise à disposition d'un outil permettant de faire de la conception orientée objet dans le cadre du projet Elsa, et à la rédaction d'un document visant à l'instrumentation du processus de gestion de configuration dans le cadre du projet MSDH.

Une opération d'évaluation des besoins et des outils en environnement de développement vient de démarrer, elle vise à standardiser le poste de travail de l'ingénieur au niveau du codage.

L. LE TOLLEC, A. REFLOCH

Les bases de données documentaires de l'Onera

Le fonds documentaire de l'Onera est riche de 150 000 références bibliographiques disponibles correspondant à 106 000 rapports dont 15 300 documents Onera, 24 000 livres, 11 200 microfiches, 3 500 brevets, 1 000 photos, 1 400 titres de revues dont 680 abonnements. Le centre de documentation gère 1 000 livres, 4000 rapports (dont plus de 1200 rapports et publications Onera) et 12 000 exemplaires de périodiques supplémentaires chaque année et donne l'accès, dès 1988, à une recherche documentaire sur les fiches bibliographiques informatisées, à partir de postes de consultation dédiés.

Le Système d'Information Scientifique et Technique (SIST) créé en 1993 a pour mission de valoriser et d'ouvrir plus largement au personnel de l'Office ce patrimoine documentaire unique dédié aux disciplines scientifiques relevant des applications aéronautiques et spatiales.

En 1995, les compétences existant en interne en gestion documentaire, administration des réseaux et en matière de sécurité industrielle et de défense sont organisées au sein du support technique du SIST pour la mise en place de bases de données documentaires accessibles du réseau d'entreprise.

En 1996, le projet débouche sur l'ouverture du serveur Web de l'Onera et de la base de données Publique, "base P", sur le réseau Internet. Cette vitrine ouverte sur le monde extérieur, outre les informations institutionnelles de l'Onera offre l'accès aux références bibliographiques de tous les documents publiés de l'Onera et, fait assez rare sur Internet, au plein-texte de 200 documents, dont une dizaine de thèses.

Après une large consultation effectuée durant le premier semestre 1997, d'éditeurs de gestionnaires de bases de données documentaires le choix du produit Basis Plus V8 a permis la mise en place et l'ouverture, courant décembre 97, de la base de données générale, "base G", accessible en Intranet de tous les postes de travail du réseau d'entreprise de l'Onera.

En parallèle les procédures de suivi des documents ont été mises en place et les secrétariats techniques, responsables de l'édition des originaux "papier" et électroniques des rapports techniques, ont été formés à l'utilisation du réseau et à la génération des documents au format PDF ("Portable Document Format", directement utilisable pour les bases de données). Ce suivi des documents – de leur élaboration à leur chargement dans les bases de données – et le paramétrage des applications conduit pendant l'été 97, permet aujourd'hui d'offrir aux utilisateurs une interface conviviale pour la recherche documentaire sur les fiches bibliographiques et le plein-texte des documents et l'accès à de nouveaux services en ligne à partir du poste de travail doté d'un butineur Web.

1998 verra la mise en place d'une base de données Diffusion Restreinte, base "DR" et d'une base de données Confidentielle, base "C" destinée aux documents dont le niveau de protection est équivalent au Confidentiel Défense (CD).

L'étude de sécurité débutée dès 1995 a permis de définir les cibles et les objectifs de sécurité selon les critères officiels et vise à obtenir l'agrément et l'homologation de la base C par les services officiels, préalable indispensable à la mise en service opérationnel.

M. RENAULT, C. PÉLISSIER, C. PERRIER