

Considérations sur l'aérodynamique pour le pilotage et le guidage des engins tactiques

Jean-Philippe Harcaut, Eric Larcher, Jean-Paul Bonnet, Stéphane Dupont

AEROSPATIALE MISSILES
B.P. 84
2, rue Béranger
92323 CHATILLON CEDEX

1. SOMMAIRE

Cet article passe en revue les relations qui existent entre le pilotage-guidage et l'aérodynamique externe d'une cellule, depuis la phase de conception préliminaire jusqu'à la réalisation de la simulation de vol.

Les différents points abordés sont les suivants :

- définition d'une configuration aérodynamique,
- modèle aérodynamique de simulation numérique,
- facteurs aérodynamiques prépondérants pour le pilotage et le guidage.

2. DÉFINITION D'UNE CONFIGURATION AÉRODYNAMIQUE

La configuration aérodynamique d'un engin tactique est définie pour répondre à une spécification militaire (contraintes d'emport, cibles...).

La charge militaire et la classe de distance de passage recherchée se déduisent de l'analyse des caractéristiques des types de cibles pris en compte par le système considéré.

Un missile guidé est un système asservi à plusieurs niveaux. La capacité d'atteindre le but dépend d'une part des senseurs mesurant les paramètres relatifs à la cible, et d'autre part des lois de guidage-pilotage. La détermination des forces et couples qu'il faut exercer sur l'engin s'en déduit, ce qui permet de définir les besoins en propulsion et les caractéristiques aérodynamiques.

La définition d'une formule aérodynamique pour un engin tactique est donc un processus itératif complexe faisant intervenir différentes techniques de base : les structures, la propulsion, l'aérodynamique, le pilotage-guidage, les charges militaires.

Trois exemples présentés ci-après illustrent le fait que les contraintes "système" sont déterminantes dans le choix d'une formule aérodynamique.

D'autres exemples seraient à citer : hypervélocité pour antichar-antihélicoptère (contrainte de temps de réaction, portée), formule canard pour un armement air-sol modulaire bas coût (contraintes d'intégration)...

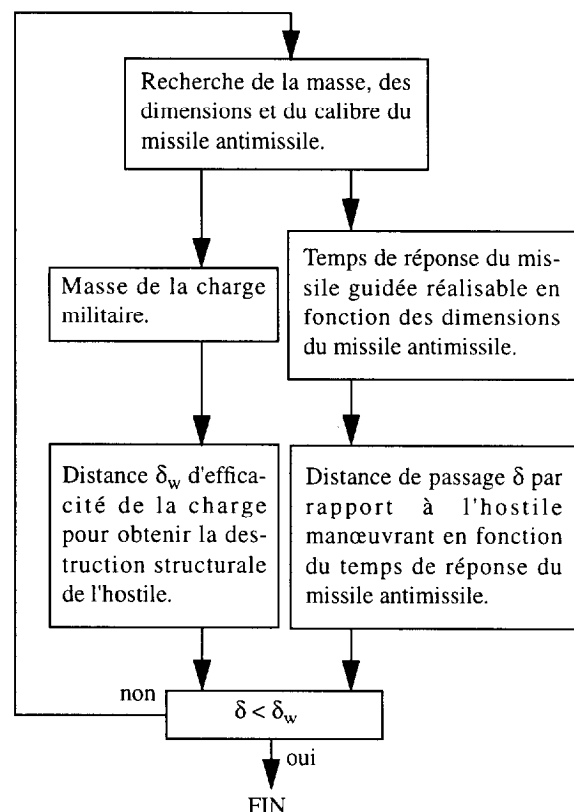
2.1. Exemple 1 : missile Sol-Air ASTER (antimissile)

- *Nécessité de réduire le temps de réponse des missiles défenseurs*

L'étude de conception du missile intercepteur capable d'obtenir la destruction structurale d'hostiles très performants (évoluant à une vitesse élevée et capables d'effectuer des manœuvres à fort facteur de charge) en environnement brouillé et attaques saturan-

tes consiste à mettre en œuvre la démarche présentée sur la figure suivante.

figure 1 : démarche de conception missile



- Limites du pilotage aérodynamique classique

Compte tenu des performances des assaillants prévisibles pour les décennies à venir, la démarche de conception itérative qui vient d'être décrite fait apparaître qu'il n'existe pas de solution cohérente de missile sol-air à pilotage purement aérodynamique permettant de répondre au problème posé.

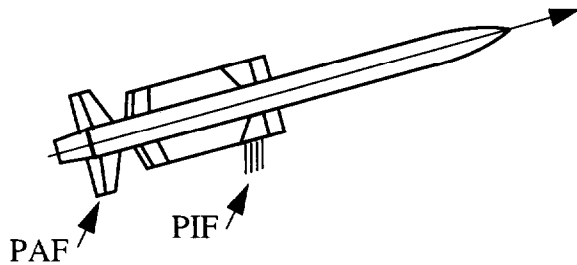
Un pilotage aérodynamique apparaît limité d'une part en temps de réponse, et d'autre part en capacité de manœuvrabilité à haute altitude. La limitation du temps de réponse est liée au temps nécessaire pour générer du facteur de charge par l'intermédiaire de gouvernes aérodynamiques : le braquage des gouvernes doit en effet d'abord créer un couple imprimant un mouvement angulaire à l'engin, qui engendre la prise d'incidence fournissant la portance aérodynamique permettant enfin de réaliser la manœuvre. La limitation en capacité de manœuvre à haute altitude est elle due à la faible pression dynamique.

- Solution du pilotage mixte PIF-PAF

Un pilotage propulsif en force permet de ne plus subir ces deux limitations : rapidité d'exécution et capacité de manœuvre à haute altitude sont en effet caractéristiques d'un tel dispositif de pilotage. Mais par contre, un pilotage propulsif ne peut être envisagé seul pour des durées de vol importantes compte tenu de contraintes d'encombrement.

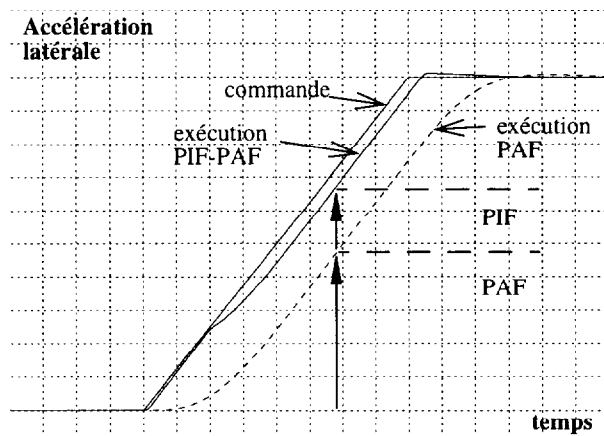
La solution retenue, présentée figure 2, est celle du pilotage mixte PIF-PAF en fin de vol (PIF, pilotage en force, associé au PAF, pilotage aérodynamique fort). Elle permet de profiter au mieux des propriétés de chacun des deux modes de pilotage.

figure 2 : pilotage mixte PIF-PAF



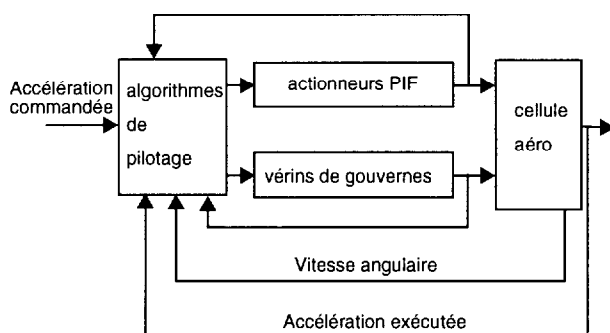
Pour illustrer l'avantage de retenir une telle solution, la figure 3 fournit une courbe correspondant à un exemple de réponse à une commande d'accélération pour un pilotage mixte PIF-PAF : le retard d'exécution de la commande du pilotage aérodynamique est compensé par le PIF.

figure 3 : réponse du pilotage mixte PIF-PAF à une commande d'accélération latérale



L'autopilote mixte mis en œuvre correspond alors à un asservissement à plusieurs actionneurs, schématisé par la figure 4 ci-après.

figure 4 : schéma de principe de l'autopilote PIF-PAF



La cellule et la disposition des tuyères PIF sont optimisées afin d'assurer :

- un rendement en force,

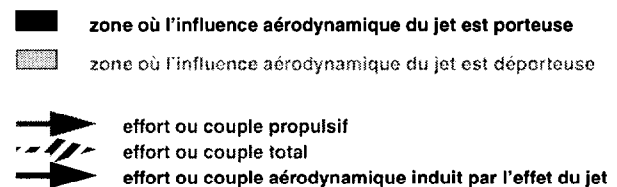
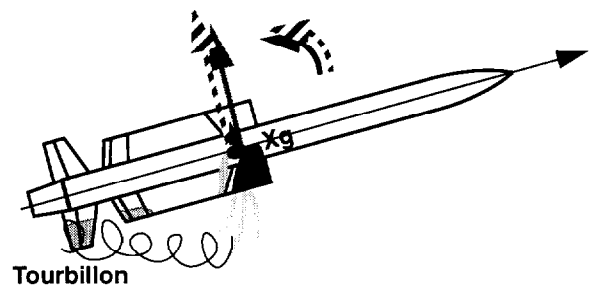
$$K = \frac{\text{Force propulsive} + \text{Force d'interaction}}{\text{Force propulsive}}$$

voisin de un, voire supérieur à un,

- des couples d'interactions transverses et de roulis compatibles avec une pilotabilité suffisante du missile.

L'effet du jet sur l'aérodynamique du missile est schématisé sur la figure 5 dans le cas où le rendement en force est supérieur à un. Y figurent les zones où l'influence aérodynamique du jet est porteuse et celles où l'influence est déportuse.

figure 5 : effet du jet sur l'aérodynamique de la cellule



2.2. Exemple 2 : missiles de croisière

Dans le cas d'un missile de croisière, l'analyse du besoin en pénétration fait ressortir deux types de solution.

2.2.1. Missile subsonique furtif EPF

Pour assurer la pénétration, on cherche ici à ramener la Surface Equivalente Radar (SER) et la Signature InfraRouge (SIR) à un niveau suffisamment faible pour que le missile ne soit pas détecté, ou en tout cas trop tard pour pouvoir être engagé par les défenses sol-air.

Les contraintes opérationnelles imposées à un tel missile sont alors

- une très faible SER/SIR,
- une précision « chirurgicale »,
- une portée de plusieurs centaines de kilomètres.

La conjugaison des contraintes de portée et de SIR oriente le choix de la propulsion vers une solution à base de turboréacteur ; la forme de l'entrée d'air est optimisée pour ne pas pénaliser la SER du missile.

Par ailleurs, la « furtivisation » de la cellule conduit

- d'une part à réduire la dimension des surfaces portantes, donc à une cellule instable,
- d'autre part, à privilégier des formes de type « lenticulaire », très dissymétriques et présentant ainsi de forts niveaux de roulis induit (cf. § 4.2.3).

- Limite des lois classiques de pilotage

Les niveaux de roulis induit rencontrés s'avèrent incompatibles des structures classiques de pilotage (cf. § 4.2.2), le couplage induit conduisant à une déstabilisation de l'autopilote.

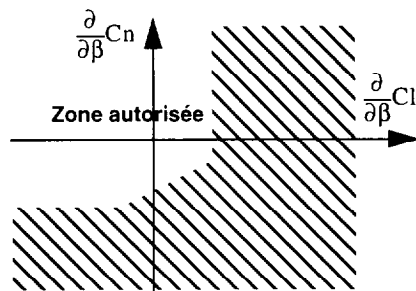
Pour s'affranchir de ce phénomène, des lois de pilotage dites «multivariables» ont été mises au point (cf. § 4.4), qui permettent la prise en compte explicite du roulis induit lors de la conception de l'autopilote.

Ceci permet de déterminer un pilotage «optimal», qui minimise l'impact du roulis induit sur les performances de la cellule pilotée.

- Domaine aérodynamique pilotable

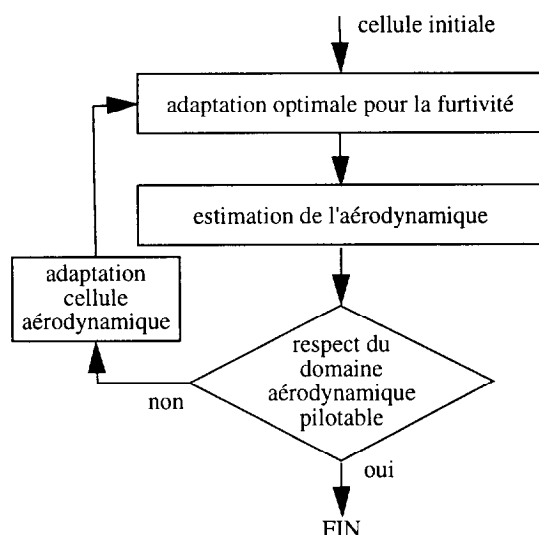
Afin de faire converger la boucle de conception système, on commence par définir le «domaine aérodynamique pilotable». Il s'agit ici de définir les limites acceptables en terme d'instabilité et de roulis induit, qui garantissent que l'on saura piloter la cellule. Pour un missile piloté type avion, on aboutit à une spécification aérodynamique du type de celle de la figure 6, ci-dessous.

figure 6 : spécification pour une cellule pilotée type avion



La boucle de conception système est alors celle présentée ci-après, figure 7.

figure 7 : boucle de conception système



2.2.2. Missile supersonique ANF

La pénétration est ici obtenue par la combinaison

- d'une vitesse élevée, minimisant le nombre d'engagements possibles par les défenses sol-air,
- de la capacité à réaliser des manœuvres alternées à fort facteur de charge, générant des distances de passage importantes vis-à-vis des missiles antiaériens adverses.

Les contraintes opérationnelles sont donc :

- un nombre de Mach élevé en vol (Mach supérieur à deux),
- une portée de plusieurs centaines de kilomètres,
- un facteur de charge transversal élevé,
- un vol en sea-skimming.

La conjugaison des contraintes de portée et de Mach imposent le choix d'un statoréacteur.

La cellule est optimisée pour réduire les couplages de type roulis induit, afin de pouvoir combiner les manœuvres de pénétration et le vol en sea-skimming.

Le choix aérodynamique le plus simple est alors une cellule cruciforme. Une cellule plus complexe, à deux plans de symétrie, est cependant possible si l'on utilise un pilote multivariable, celui-ci permettant de minimiser la perte d'altitude lors de la phase de pénétration.

2.3. Exemple 3 : missile antichar ERYX

Le besoin d'efficacité face au char moderne fait apparaître la nécessité :

- d'emporter une charge militaire importante,
- de tirer en espace confiné pour se protéger,
- de disposer d'une manœuvrabilité suffisante pour suivre des cibles défilant rapidement.

Ces contraintes impliquent de disposer dès le début du vol d'un facteur de charge transversal important (masse de charge élevée, fort défilement des cibles), tout en acceptant un départ à basse vitesse (tir en confinement). Ceci oriente donc naturellement vers un concept piloté en force.

D'autre part, la recherche d'une conception «bas coût», donc de formules aérodynamiques et propulsives simples, conduit à adopter une distribution spatiale du facteur de charge en autorotation, à l'aide d'intercepteurs de jet bi-statiques disposés dans un seul plan.

3. MODÈLE AÉRODYNAMIQUE DE SIMULATION NUMÉRIQUE

Le modèle aérodynamique de simulation numérique est un modèle fin qui doit rendre compte de différents phénomènes, caractéristiques du comportement de la cellule étudiée.

3.1. Coefficients aérodynamiques

Le modèle aérodynamique est l'outil (code numérique) qui calcule les coefficients aérodynamiques, puis les forces et moments aérodynamiques, pour tous les points du domaine de vol.

Les efforts aérodynamiques sont fonction du nombre de Mach M , de l'altitude H , du centrage, de l'incidence totale α_T et du roulis aérodynamique ϕ_A (ou des angles d'incidence α et de dérapage β), du vecteur rotation instantanée (dont les composantes sont notées p , q , r en axes liés), des braquages de gouvernes équivalents en roulis, tangage et lacet ξ , η et ζ , et de la présence ou non de jets latéraux.

Le modèle est bâti à partir de calculs et d'essais en soufflerie ; il est recalé par les essais en vol.

Il comprend le modèle nominal de la cellule et les dispersions pouvant être attendues et devant être prises en compte. Ces dispersions peuvent être modélisées par exemple par une loi gaussienne ou par une loi de dispersion uniforme sur un intervalle donné. Des tirages aléatoires sont alors effectués avant chaque simulation afin de prendre en compte cette méconnaissance sur la valeur numérique des coefficients aérodynamiques.

Le modèle aérodynamique est utilisé pour les études de pilotage proprement dites, pour le choix et le dimensionnement des équipements, pour la simulation de développement et de performances du système d'arme.

3.2. Phases de séparation

Les phases de séparation induisent des phénomènes aérodynamiques spécifiques qu'il est nécessaire de modéliser, par exemple dans le cas d'un largage sous avion (aérodynamique du missile tenant compte des interactions avec l'avion).

3.3. Déformations

Différents types de problèmes peuvent nécessiter un modèle de répartition des efforts aérodynamiques.

- *déformations statiques* : pour des structures légères et à fort allongement L/D , le missile souple se déforme sous fort facteur de charge et les coefficients aérodynamiques peuvent être modifiés (perte de stabilité...),

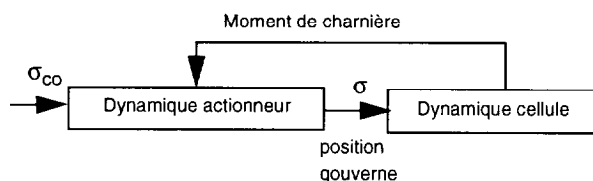
- *déformations dynamiques* : l'aéroélasticité concerne le couplage avec les modes de structure vus par les gyromètres et accéléromètres. Des traitements dans l'autopilote peuvent être nécessaires (filtrages adaptés...).

Dans le cas particulier d'un engin à deux étages, considéré comme constitué de deux parties rigides, avec une liaison souple, la mécanique du vol et l'aérodynamique peuvent être à représenter sur chacune des deux parties, notamment pour une première approche du composite souple et pour l'étude de la séparation des étages.

3.4. Efforts sur les gouvernes

Les moments de charnière sont dimensionnants pour la classe de vérin. Il faut en effet prendre en compte le niveau des couples à contrer, et leur gradient par rapport au braquage. Ceci est dimensionnant vis-à-vis de la puissance à fournir et de la bande passante du vérin. Le choix de l'axe de rotation de la gouverne doit être particulièrement optimisé.

figure 8 : moment de charnière



Les efforts d'encastrement doivent également être pris en compte lors du dimensionnement global des vérins et des gouvernes.

Notons que les moments de charnière sont particulièrement difficiles à prédire et ne sont généralement bien connus qu'après passage en soufflerie.

4. FACTEURS AÉRODYNAMIQUES PRÉPONDERANTS POUR LE GUIDAGE ET LE PILOTAGE

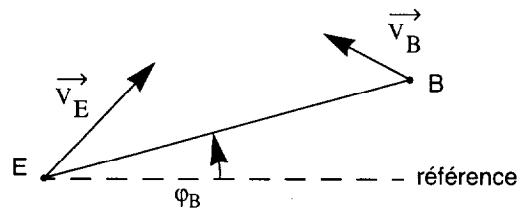
4.1. Besoins du guidage

4.1.1. La fonction guidage

Le guidage de la cellule consiste à maîtriser l'évolution de la trajectoire de l'engin. La loi de guidage permet de s'adapter aux caractéristiques cinématiques du but et ainsi de commander la

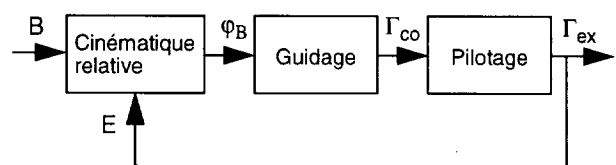
cinématique relative entre l'engin et le but en faisant tourner le vecteur vitesse de l'engin (cf. figure 9).

figure 9 : cinématique relative engin-but



Les ordres qui proviennent du guidage sont ensuite réalisés par le pilotage de la cellule qui a pour fonction de générer les accélérations transverses commandées tout en maîtrisant le comportement dynamique de la cellule autour de son centre de gravité.

figure 10 : boucle de guidage



Les performances de la loi de guidage dépendent en grande partie, de façon directe ou indirecte, des caractéristiques aérodynamiques de la cellule comme cela est rappelé dans le tableau suivant, figure 11.

figure 11 : besoins du guidage

Contraintes	Facteurs prépondérants
portée / vitesse	CX, CN
manœuvrabilité	CN, $\{Cm_\alpha, Cm_\eta\}$ roulis induit configuration BTT/STT* pilotage en couple/en force
stabilité et temps de réponse	linéarité, marge statique Cm_η, Cm_α, CN configuration BTT/STT pilotage en couple/en force
furtivité	forme
découplage ligne de visée	CN_α pilotage en couple/en force
rigidité	aéroélasticité
équipements	moments de charnière couples

* BTT : bank to turn ; STT : skid to turn.

4.1.2. Portée-vitesse

Les paramètres de portée, vitesse moyenne, vitesse finale, sont optimisés vis-à-vis du domaine d'action, du temps de réaction du système et de la létalité. Les facteurs primordiaux sont la motorisation (propulseur à poudre, turboréacteur, statoréacteur), la traînée de forme et la traînée induite (due à l'incidence totale nécessaire pour équilibrer la pesanteur ou pour réaliser le facteur de charge).

4.1.3. Manœuvrabilité

Le besoin en manœuvrabilité est multiple : mettre en forme la trajectoire, rattraper des dépointages, contrer la manœuvre du but et traiter les bruits de guidage.

Dans le cas d'un pilotage en couple, pour parvenir à développer un fort facteur de charge, il faut pouvoir équilibrer une incidence élevée (ce qui nécessite un faible rapport aérodynamique Cm_α , et une forte efficacité de gouverne aérodynamique ou propulsive Cm_η) et à incidence donnée, avoir une portance élevée (fort gradient de portance par rapport à l'incidence CN_α).

Outre l'autorité des gouvernes et les limitations dues aux saturations, la recherche des incidences élevées est limitée par les problèmes de pilotabilité de la cellule (effet des non linéarités et des couplages, et notamment du roulis induit).

Par ailleurs, rappelons également qu'un pilotage en force propulsif restera manœuvrant à haute altitude malgré la chute de la pression dynamique.

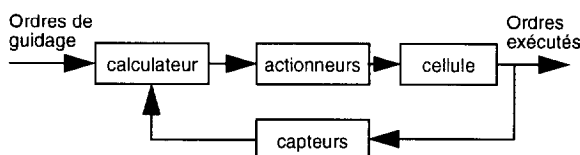
4.1.4. Temps de réponse

Le comportement naturel de la cellule pour réaliser les manœuvres de guidage peut dans certains cas être satisfaisant sans asservissement spécifique : c'est le cas pour des systèmes dont les domaines de fonctionnement sont limités et pour lesquels le bas coût est primordial (exemple : certains antichars téléguidés en alignement).

Dans les autres cas, un autopilote est défini pour exécuter les ordres de guidage avec une réponse rapide, bien amortie, et ceci dans un large domaine de fonctionnement, tout en réduisant les effets des perturbations.

Ceci conduit à la conception d'une chaîne de pilotage dont un schéma fonctionnel est présenté ci-dessous figure 12.

figure 12 : schéma fonctionnel d'une chaîne de pilotage



Dans le cas notamment où il y a un autoguidage terminal, la constante de temps de guidage est un paramètre primordial. Celle-ci se compose essentiellement de la somme de la constante de temps de la cellule pilotée et de celle nécessaire pour l'élaboration des informations relatives engin-but.

La mise en œuvre de lois de guidage optimales peut permettre de pallier en partie ce temps de réponse en le prenant en compte de façon explicite dans les équations du modèle de synthèse de la loi de guidage, mais les performances effectivement obtenues sont alors très sensibles à la détermination du temps restant avant l'interception. Elles sont donc beaucoup plus difficiles à mettre en œuvre en environnement brouillé.

Compte tenu de ces difficultés de mise en œuvre, il est clair que la meilleure façon de réduire la constante de temps de guidage, tout en étant robuste vis-à-vis des incertitudes, reste la minimisation de la constante de temps de la cellule pilotée.

L'autopilote est adapté à l'aérodynamique pour obtenir une cellule pilotée optimale compte tenu des dispersions attendues et des imperfections des équipements de pilotage. Les paramètres aérodynamiques influents (linéarité, efficacité, stabilité, portance...) seront précisés ci-après.

Notons que la configuration de pilotage est dimensionnante vis-à-vis du temps de réponse. Une configuration BTT peut être favorable par exemple pour diminuer la traînée ou pour faciliter l'intégration sous avion ; elle peut être également nécessaire pour limiter le dérapage (par exemple vis-à-vis du fonctionnement d'un statoréacteur) ; mais elle est défavorable vis-à-vis du temps de réponse effectif de pilotage : il faut incliner l'engin en roulis avant de pouvoir réaliser la manœuvre.

Notons également que le pilotage en force est aussi par nature plus rapide que le pilotage en couple. Il permet en effet de générer directement l'accélération transversale demandée par l'élaborateur d'ordres de guidage, sans avoir à attendre la prise d'incidence.

De plus à haute altitude, le pilotage en couple sera encore ralenti par l'accroissement de la constante de temps de mise en virage induite par la chute de la pression dynamique. L'effet est encore aggravé si les gouvernes sont purement aérodynamiques (i.e. ne sont pas des gouvernes de jets), l'efficacité chutant avec l'altitude. Dans ce dernier cas, pour maintenir un certain niveau de performances, les gains de pilotage seront plus forts : les véris de gouvernes devront alors être capables de générer des vitesses de braquage élevées.

4.2. Missiles conventionnels

4.2.1. Modèle aérodynamique pour la synthèse des lois de guidage-pilotage

La mise au point de la chaîne de guidage-pilotage utilise en fait deux modèles aérodynamiques du missile :

- un modèle fin, élaboré à partir d'essais en soufflerie, et recalé par les essais en vol, qui correspond au modèle aérodynamique de simulation numérique présenté précédemment,
- un modèle simplifié, défini « grossièrement » en phase d'avant-projet, puis déduit du modèle précédent dès que celui-ci est disponible.

La simplicité du second modèle (principalement sa linéarité) permet d'utiliser les méthodes des asservissements linéaires. On peut alors établir des allocations de performances et régler les lois de guidage et de pilotage (on règle alors plus particulièrement la stabilité de la boucle de guidage-pilotage et ses performances dynamiques).

Le modèle aérodynamique de simulation numérique est ensuite utilisé pour valider les travaux effectués à partir du modèle simplifié. Il permet de prendre en compte a posteriori les non linéarités du système pendant la phase de validation.

Le passage du modèle fin au modèle simplifié comporte de façon générale certaines difficultés :

- choix de points de linéarisation,
- linéarisation avec l'évaluation quantitative de tous les termes et la simplification de tous les termes négligeables (linéarisation plus difficile sur les missiles à jets latéraux, couplage entre la commande et l'incidence...).

4.2.2. Chaîne de tangage découplée

Les équations simplifiées régissant le mouvement d'une chaîne de tangage découplée sont les suivantes.

$$\begin{cases} I_Y \dot{q} = M(\alpha, \eta) + M_q q \\ -m \ddot{Z} = F(\alpha, \eta) \\ \dot{\alpha} = \frac{\ddot{Z}}{V} + q \end{cases}$$

Les équations de la dynamique des petits mouvements autour d'un point d'équilibre (α_0, η_0) , vérifiant, en négligeant q_0 ,

$$M(\alpha_0, \eta_0) = 0$$

$$F(\alpha_0, \eta_0) = m\Gamma_0$$

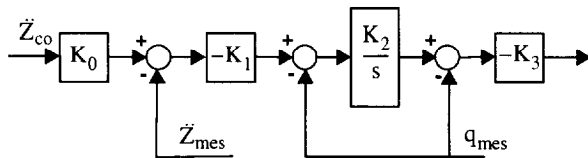
sont obtenues par un développement limité au premier ordre de l'expression du moment et de la force aérodynamiques fonctions de l'angle d'incidence et du braquage équivalent en tangage :

$$M(\alpha, \eta) = M(\alpha_0, \eta_0) + M_\alpha(\alpha_0, \eta_0)\Delta\alpha + M_\eta(\alpha_0, \eta_0)\Delta\eta$$

$$F(\alpha, \eta) = F(\alpha_0, \eta_0) + F_\alpha(\alpha_0, \eta_0)\Delta\alpha + F_\eta(\alpha_0, \eta_0)\Delta\eta$$

L'autopilote correspond alors à la mise en œuvre d'une loi permettant de braquer la gouverne en fonction des retours gyrométriques et accélérométriques mesurés par les capteurs. Un exemple d'autopilote est présenté ci-dessous figure 13.

figure 13 : exemple de chaîne de tangage d'un autopilote



Les retours ainsi constitués modifient alors les retours naturels en q et α de la cellule afin d'obtenir une fonction de transfert pilotée adéquate entre l'accélération transverse commandée et l'accélération effectivement exécutée. Les gains de pilotage (K_1 , K_2 , K_3) sont adaptés aux gradients aérodynamiques naturels, les valeurs fondamentales étant l'efficacité de gouverne Cm_η qui agit directement sous forme de coefficient multiplicateur sur les retours, le rappel aérodynamique Cm_α définissant la pulsation à piloter, le gradient de portance CN_α reliant l'incidence à l'accélération. Pour un pilotage en couple, CN_η doit être négligeable, la situation étant inverse pour un pilotage en force.

L'autopilote doit être robuste aux variations aérodynamiques, mais un domaine de dispersions trop vaste peut, soit rendre la cellule impilotable, soit nécessiter de dégrader de façon intolérable les performances de l'autopilote. Notons qu'un comportement linéaire de l'aérodynamique de la cellule est également un facteur favorable. La cellule doit être réglée pour trouver des compromis vis-à-vis de la manœuvrabilité et de la stabilité dans l'enveloppe du domaine de vol.

En tout état de cause, l'autopilote doit être réglé en connaissant la plage de variations des coefficients aérodynamiques pour chaque point du domaine de vol. Ceci est d'autant plus indispensable lorsque le comportement naturel de la cellule peut devenir instable : les gains adaptés pour de tels points de vol sont alors moins adaptés à des points de vol stables.

De façon qualitative, des gains de pilotage grands désensibilisent l'autopilote à la connaissance du rappel aérodynamique, mais on est limité par la bande passante des équipements qui empêche d'aller chercher une bande passante de pilotage trop grande. Notons que classiquement, c'est la bande passante de l'actionneur (vérin de gouverne) qui limite la bande passante de pilotage, la bande passante de l'actionneur pouvant elle-même dépendre des efforts aérodynamiques.

Par ailleurs, les effets aéroélastiques et les filtrages associés qu'il est nécessaire de mettre en œuvre peuvent agir eux aussi directement sur la pilotabilité de l'engin.

Une conception intégrée, c'est-à-dire une optimisation simultanée et globale de la cellule et de son autopilote, est généralement nécessaire pour obtenir les performances recherchées. Notons que d'autres contraintes imposées pourront limiter les degrés de liberté : par exemple une certaine stabilité de la cellule pourra être exigée si celle-ci doit être larguée d'avion avec des contraintes spécifiques de sécurité.

4.2.3. Roulis induit

Le terme de roulis induit $L(\alpha_T, \phi_A)$ couple l'équation de moment du roulis avec les mouvements de la cellule en tangage et lacet.

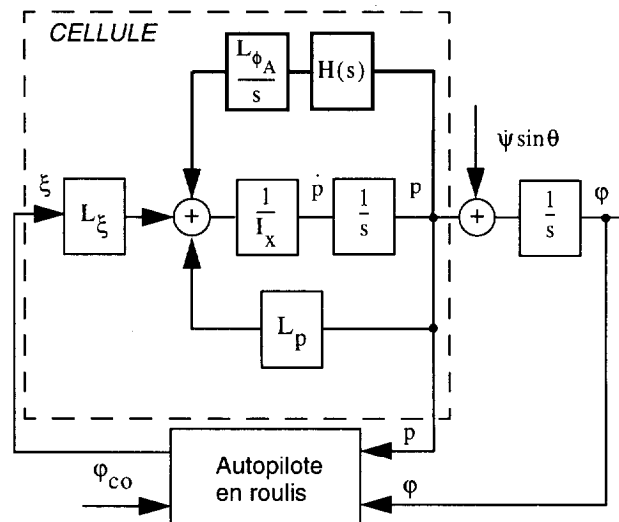
$$I_X \dot{p} = L_\xi \xi + L_p p + L(\alpha_T, \phi_A)$$

Pour les petits mouvements autour d'une position d'équilibre, le roulis induit se linéarise sous la forme :

$$dL = \frac{\partial L}{\partial \alpha_T} d\alpha_T + \frac{\partial L}{\partial \phi_A} d\phi_A$$

Les variations $d\alpha_T$ et $d\phi_A$ se déduisent du transfert du pilote automatique. On obtient alors le schéma aux petits mouvements présenté figure 14.

figure 14 : effet du roulis induit



Selon les valeurs atteintes par le gradient $\frac{\partial L}{\partial \phi_A}$, notée L_{ϕ_A} , l'asservissement peut devenir instable.

Le coefficient de roulis induit $L(\alpha_T, \phi_A)$ croît exponentiellement avec l'incidence de sorte que ce phénomène peut limiter les incidences pilotables, soit que l'autorité de gouverne équivalente en roulis ξ devienne insuffisante pour contrer le couple de roulis induit, soit que le couplage induit entre voies de pilotage déstabilise l'autopilote.

Le roulis induit par la prise d'incidence est donc un phénomène directement dimensionnant vis-à-vis des performances atteignables.

4.2.4. Découplage de la ligne de visée des mouvements missile.

La prise d'assiette pour réaliser un facteur de charge est défavorable à la stabilité de l'autoguidage. Les imperfections des équipements créent alors des rebouclages comme l'illustrent les exemples suivants.

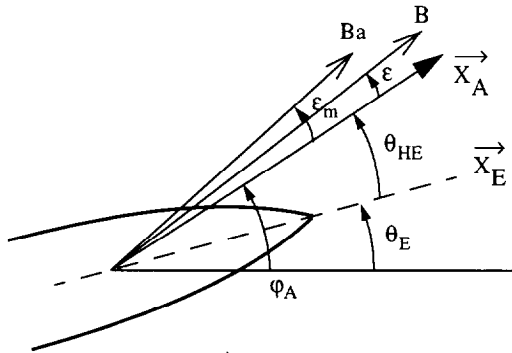
Pour un pilotage aérodynamique, des constantes de temps de mise en virage fortes sont davantage critiques vis-à-vis de ces rebouclages (surtout en altitude ou à bas Mach) : des forts gra-

dients de portance par rapport à l'incidence CN_α sont donc à favoriser. Un pilotage en force par contre est bénéfique.

Exemple 1 : aberrations de radôme

Dans le cas de l'utilisation d'un autodirecteur électromagnétique, le signal à mesurer est dévié en fonction du débattement de la ligne de visée dans le radôme, comme cela est précisé figure 15.

figure 15 : aberrations de radôme



$$\epsilon_m = \epsilon + \Delta\epsilon$$

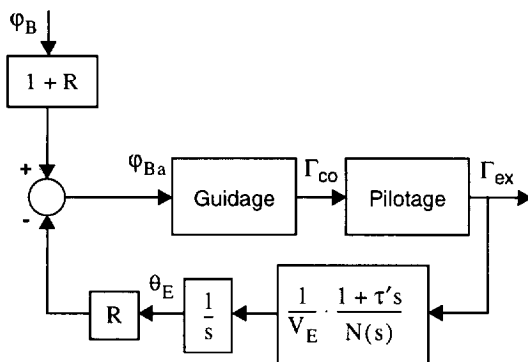
$$\Delta\epsilon = R \cdot \theta_{HE} = R \cdot [\varphi_A - \theta_E]$$

$$\varphi_{Ba} = \varphi_B + R \cdot [\varphi_A - \theta_E]$$

R : pente d'aberration de radôme linéarisée

Ceci induit un couplage entre le pilotage et le guidage, comme l'explique le schéma de la figure 16, mêlant les mouvements d'assiette aux accélérations commandées au travers de la constante de temps de mise en virage τ' . Un tel effet peut dégrader les performances, voire déstabiliser un autoguidage.

figure 16 : effet des aberrations de radôme via la constante de temps de mise en virage



Pour les missiles les plus performants, l'aberration de radôme est compensée numériquement par ordinateur à l'aide de tables de mesures mémorisées. Même dans ce cas, le couplage reste cependant à minimiser vis-à-vis des aberrations résiduelles.

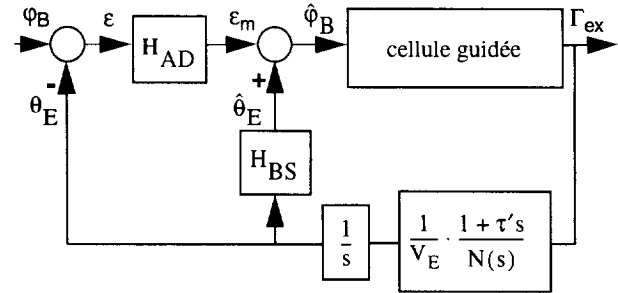
L'effet n'est pas similaire pour les différents types de pilotage. Il est naturellement minimisé pour un pilotage en force. Pour un pilotage en couple, le gradient de portance CN_α est à maximiser.

Notons par ailleurs que vis-à-vis des aberrations de radôme, un compromis entre la traînée et l'aberration de radôme est à rechercher, les aberrations étant plus fortes pour des radômes effilés.

Exemple 2 : autodirecteur fixe

Le même type de couplage existe aussi dans le cas d'un autodirecteur lié à l'engin : le schéma suivant montre que dans la reconstruction de la ligne de visée, une dynamique différentielle mal compensée entre l'autodirecteur (H_{AD}) et le bloc senseur inertielle (H_{BS}) introduit des rebouclages de guidage via le mouvement d'attitude de l'engin.

figure 17 : autodirecteur fixe



Notons également que dans le cas de l'utilisation d'un autodirecteur strapdown, minimiser l'incidence (fort CN_α , pilotage en force) est également essentiel pour conserver la cible dans le champ de mesure du senseur lors des prises de facteur de charge.

4.3. Missiles conventionnels tournants

4.3.1. Nécessité d'une modélisation du vecteur en repère non tournant

La synthèse du guidage-pilotage d'un engin tournant s'appuie sur une modélisation du vecteur dans un repère «engin non tournant».

En effet, les boucles de guidage-pilotage ont pour mission de contrer au mieux des perturbations qui s'expriment naturellement dans un repère non tournant (pesanteur, vent, défilement des cibles) en respectant des consignes de guidage qui s'expriment également dans un repère non tournant (écartométries). Une synthèse linéaire de ces boucles de guidage-pilotage nécessite donc l'élaboration d'un modèle du vecteur dans un repère non tournant.

Le repère «engin non tournant» est déduit du repère engin par une rotation de $-\varphi$ (démodulation par rapport au roulis).

Notons qu'une synthèse en repère tournant serait non linéaire (cosinus et sinus) ou aurait des entrées/sorties modulées, avec des critères de réglage difficiles...

4.3.2. Ecriture d'un modèle aérodynamique en repère non tournant

- Approche théorique

L'analyse du passage repère engin (tournant) / repère non tournant permet de comprendre ce que deviennent les efforts aérodynamiques et notamment les dissymétries de révolution.

On part donc des efforts aérodynamiques exprimés en repère engin (tournant) : $Cm_\alpha \alpha$ en tangage et $Cn_\beta \beta$ en lacet (on s'appuie ici sur le moment de rappel, mais pour les autres efforts aérodynamiques, le raisonnement est identique). α et β correspondent à l'incidence et au dérapage du repère engin (tournant) par rapport au vecteur vitesse aérodynamique.

Les termes sont multipliés ensuite par $\cos\varphi$ et $\sin\varphi$ pour le passage en repère non tournant.

On introduit alors la notion de roulis aérodynamique ϕ_{ANT} du repère non tournant, avec les relations suivantes :

$$\alpha = \alpha_T \cos(\varphi - \phi_{ANT})$$

$$\beta = \alpha_T \sin(\varphi - \phi_{ANT})$$

où α_T est l'incidence totale.

On introduit également les notions d'incidence α_{NT} et β_{NT} du repère non tournant :

$$\alpha_{NT} = \alpha_T \cos \phi_{ANT}$$

$$\beta_{NT} = \alpha_T \sin \phi_{ANT}$$

Les termes aérodynamiques deviennent alors :

$$\frac{(Cm_\alpha - Cn_\beta)\alpha_{NT}}{2} + \text{un terme d'harmonique 2 d'amplitude } \frac{(Cm_\alpha + Cn_\beta)}{2}$$

et

$$\frac{(Cm_\alpha - Cn_\beta)\beta_{NT}}{2} + \text{un terme d'harmonique 2 d'amplitude } \frac{(Cm_\alpha + Cn_\beta)}{2}$$

On constate alors que les dissymétries aérodynamiques sont «gommées», mais au prix d'efforts parasites d'harmonique deux à moyenne nulle sur un tour.

- Construction pratique du modèle

Les essais en soufflerie sont réalisés soit de façon «classique», avec une vitesse de rotation en roulis nulle, et un balayage en incidence et en roulis aérodynamique, soit en autorotation. Dans les deux cas, les efforts sont exprimés en repère engin (tournant) et décomposés en harmoniques. Cette décomposition en harmoniques permet de construire rapidement un modèle en repère non tournant : l'harmonique un en repère engin correspond au terme constant en repère non tournant (on peut faire apparaître si nécessaire les termes de couplage, efforts en dehors du plan d'incidence).

La linéarisation (en incidence principalement) du modèle de synthèse obtenu s'effectue ensuite, après ce «changement de repère».

4.4. Missiles non conventionnels

L'utilisation de techniques de commande multivariable permet de réaliser la synthèse globale des chaînes de pilotage en roulis, tangage et lacet, sans faire d'hypothèse de découplage entre les différentes chaînes. La connaissance des termes de couplages aérodynamiques permet alors d'affiner une telle démarche puisqu'il est possible de les faire intervenir dans un modèle de synthèse multivariable.

Pour des missiles dont l'aérodynamique est fortement non linéaire (missiles hypervéloces, missiles furtifs...) et notamment à haute incidence, on peut même envisager de mettre en œuvre une loi de commande non linéaire pour piloter le missile en profitant au mieux de la connaissance disponible a priori sur le comportement du missile.

L'apport d'une loi de pilotage non linéaire repose en grande partie sur la validité des caractéristiques non linéaires du modèle considéré pour la synthèse de la loi de commande. Comme les principales incertitudes sur les non linéarités du modèle proviennent de l'expression des coefficients aérodynamiques, une détermination précise de ces coefficients permet de profiter au mieux de ce type de loi de commande. On peut alors en effet envisager de compenser de façon explicite certaines non linéarités, au lieu de se contenter des modèles de synthèse linéaires obtenus par différentiation du modèle non linéaire autour des points de fonctionnement considérés.

Bien entendu, de telles techniques non linéaires peuvent également être retenues pour des missiles dits conventionnels afin d'augmenter le domaine de pilotabilité. Ceci est d'autant plus vrai dans le cas des engins hypervéloces pour lesquels les problèmes aérodynamiques sont exacerbés.

Ainsi, les performances de plus en plus accrues demandées aux engins nécessitent une connaissance et une utilisation plus fines des modèles aérodynamiques.

5. CONCLUSION

Les éléments précédents montrent qu'une analyse système est déterminante pour le choix de la configuration aérodynamique et que la connaissance du modèle aérodynamique est fondamentale pour l'optimisation des performances du système. Une concertation étroite entre les différents métiers de concepteurs de missile est nécessaire.

photo 1 : autopilote PIF-PAF d'ASTER en fonctionnement



PHOTO DGA-CEL

photo 2 : ASTER 15 - montage photographique montrant la trajectoire d'un tir à courte distance



PHOTO DGA-CEL / AEROSPATIALE

photo 3 : missile antinavire supersonique ANF

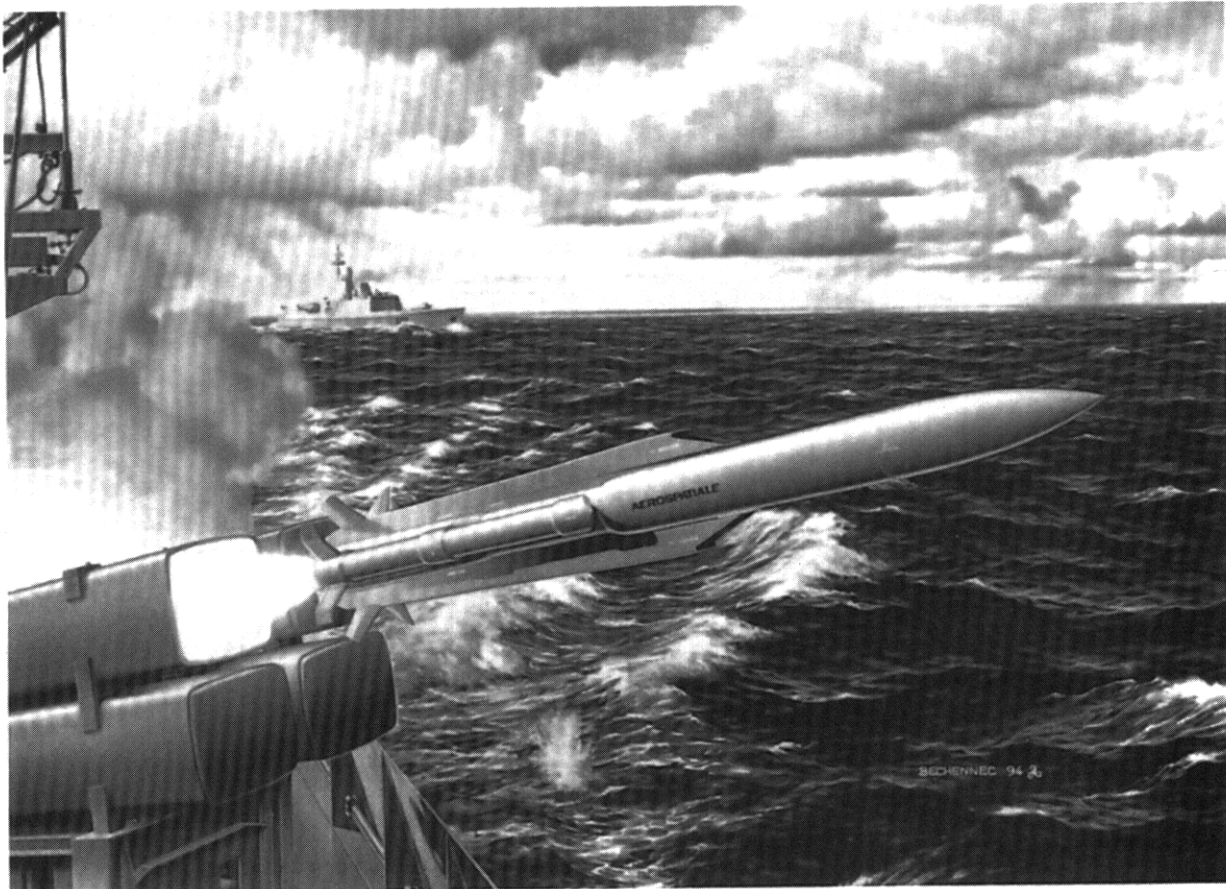


Illustration Daniel BECHENEC

photo 4 : tir ERYX de nuit

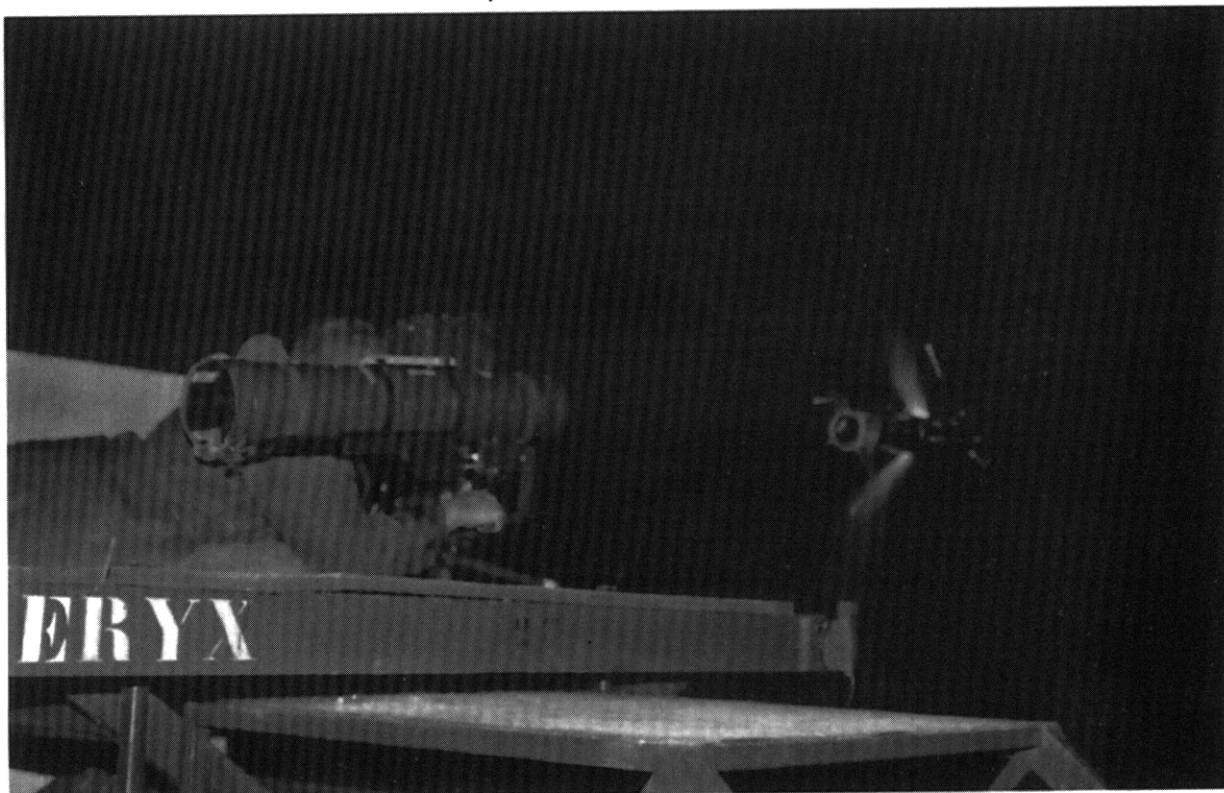


PHOTO AEROSPATIALE