

UN NOUVEAU CONCEPT DE PILOTAGE DES MISSILES APPLICATION AUX SOL-AIR

G. SELINCE

AEROSPATIALE - DIVISION DES ENGINS TACTIQUES
2 à 18 rue Béranger - 92320 CHATILLON - FRANCE

RESUME

Le pilotage d'un missile à l'aide d'un dispositif pyrotechnique créant directement la force normale nécessaire au pilotage au voisinage immédiat de son centre de gravité, possède des propriétés dynamiques remarquables, pratiquement indépendantes de l'altitude et de la vitesse de vol.

Du fait de sa consommation élevée en poudre, les applications aux missiles tactiques ont, semble-t-il, été jusqu'ici restreintes à des missiles antichars à temps de vol court et à faible capacité de manoeuvre.

L'application aux missiles sol-air devient possible à condition d'associer le pilotage pyrotechnique à un pilotage aérodynamique classique. L'association ainsi réalisée possède les avantages de ses deux constituants, en particulier un temps de réponse très faible et une capacité de manoeuvre intéressante à haute altitude et/ou basse vitesse.

Ce type de pilotage permet de réduire la distance de passage d'un missile guidé en présence, par exemple, d'une cible manoeuvrante ou volant à grande vitesse à haute altitude.

Cette communication présente les principes généraux d'un tel pilotage et des exemples d'applications possibles à des missiles sol-air à capacité antimissile.

1. INTRODUCTION

La défense contre les missiles tactiques de la génération actuelle est un problème dont la difficulté et l'importance vitale ont été récemment illustrées par l'EXOCET lors du conflit des Iles Malouines. La menace future, à terre comme en mer, sera encore plus contraignante du fait de l'accroissement prévisible de la vitesse et de la manoeuvrabilité des missiles assaillants, d'un niveau élevé de brouillage et du caractère saturant des attaques.

Face à cette menace, de nouveaux systèmes de défense, actifs, à base de missiles autoguidés, seront nécessaires.

Un des problèmes posés à ces missiles est de réaliser la destruction structurale de l'hostile - voire la destruction de sa charge militaire - pour assurer une protection rapprochée efficace des objectifs défendus.

La destruction structurale d'un missile à l'aide d'une charge classique exige une très faible distance de passage sous peine de devoir accroître dans des proportions inadmissibles la masse de cette charge et celle de l'antimissile. En présence d'une cible supersonique très manoeuvrante cette faible distance de passage implique une dynamique de l'interception finale très supérieure à celle des missiles sol-air actuels. Les paramètres qui régissent cette dynamique peuvent être résumés en termes de : capacité de manoeuvre (la force), capacité de manoeuvre (la force) et de pilotage (le réflexe). Des progrès, parfois majeurs, ont été réalisés ou se dessinent, dans ces différents domaines et sont susceptibles d'apporter une réponse partielle aux problèmes posés. Citons, sans souci d'être exhaustifs, les capacités nouvelles de traitement de l'information, les techniques de filtrage ou de guidage optimal, une maîtrise accrue de l'aérodynamique des hautes incidences...

Il existe cependant une butée dans le domaine du "réflexe". Elle est liée au principe même du pilotage aérodynamique classique dans lequel le dispositif de commande (gouverne, déviateur de jet ...) crée un couple qui provoque un mouvement d'assiette lui-même générateur de l'incidence propre à créer la force utile. Il en résulte :

- une limitation de rapidité du pilote automatique du fait de la multiplicité des "intermédiaires" à contrôler et des couplages tridimensionnels qui prennent naissance aux incidences élevées,

- une limitation du temps de réponse global admissible d'un missile autoguidé, sous peine de le destabiliser, par exemple sous l'action conjuguée d'une prise d'incidence et des aberrations de radôme.

En présence d'une cible rapide et agile, cette insuffisance de réflexe conduit à une distance de passage importante. En effet, la plupart des composantes élémentaires de cette dernière croissent avec le temps de réponse du missile guidé - par exemple comme son carré en présence de manoeuvres.

Le pilotage des futurs missiles à vocation antimissile devra posséder des caractéristiques significativement améliorées, c'est-à-dire à la fois une grande capacité de manoeuvre et un temps de réponse très diminué, même en altitude, sans qu'il en résulte une sensibilité accrue aux effets néfastes liés à la prise d'incidence du pilotage classique.

Le pilotage par ailes mobiles présente des limitations (capacité des vérins, effet de l'altitude ...) qui ne permettent pas d'atteindre l'ensemble de ces objectifs. Un pilotage pyrotechnique agissant au voisinage immédiat du centre de gravité possède pour sa part de très bonnes performances dynamiques, mais est pénalisé par une consommation de poudre excessive qui limite son domaine d'application à des temps courts et/ou des manoeuvres modestes.

Ses avantages (rapidité, prise d'incidence très faible, efficacité quasi indépendante de l'altitude et de la vitesse...) sont cependant tels qu'il a paru intéressant de le valoriser en l'associant à un pilotage aérodynamique classique. Cette association dénommée dans la suite PIF-PAF (Pilotage en Force - Pilotage Aérodynamique Fort), constitue un dispositif homogène profitant des avantages propres de ses deux constituants et minimisant leurs inconvénients respectifs.

La présente communication présente, après un rappel sur le pilotage en force classique, les principes généraux et les applications possibles de ce concept qui fait l'objet d'un programme de recherche et de développement à l'AEROSPATIALE avec le soutien des Services Officiels Français.

2. LE PILOTAGE "EN FORCE" (PIF)

On s'intéresse dans ce qui suit à un pilotage dans lequel la force transversale nécessaire à l'évolution du missile est directement créée au voisinage de son centre de gravité par des jets de gaz propulsifs. Par abréviation on appellera ce mode de pilotage PIF pour Pilotage en Force.

2.1. Principes possibles

- Une première possibilité (figure 1) consiste à équiper le missile d'une batterie d'impulseurs organisée en couronne au voisinage de son centre de gravité.

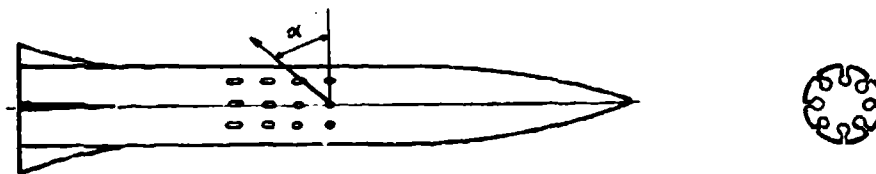


Figure 1 : Pilotage en force par impulseurs

L'axe de chacun des impulseurs est incliné de manière telle que la force élémentaire passe au centre de gravité du missile ou légèrement en avant. La mise à feu d'un impulseur crée un incrément de force dont la composante normale $F \sin \alpha$ sert au pilotage et la composante axiale $F \cos \alpha$ contribue à l'entretien de la vitesse.

Un tel dispositif est bien adapté au pilotage d'un missile en autorotation. Le temps d'apparition de l'impulsion élémentaire peut être faible (5 ms par exemple). Le temps de réponse équivalent du pilotage est un peu plus grand du fait de la rotation, surtout en fin de vol lorsque le nombre d'impulseurs non brûlés devient faible.

Comme il est difficile, dans la pratique, d'augmenter considérablement le nombre d'impulseurs, ce mode de pilotage est utilisé lorsque la durée de vol et le besoin en maniabilité sont faibles (ex Missile Antichar DRAGON).

- Une autre possibilité autorisant un niveau de manoeuvre plus élevé consiste à utiliser un système de distribution associé à un générateur de gaz débitant en permanence. La fixité du centre de gravité peut être obtenue, dans ce cas, en utilisant deux demi-générateurs de gaz organisés de part et d'autre du centre de gravité. Les gaz sont dirigés par l'intermédiaire d'un commutateur vers l'une ou l'autre d'un ensemble de tuyères, en maintenant la section de sortie globale sensiblement constante.

La figure 2 ci-après illustre ce type de réalisation :

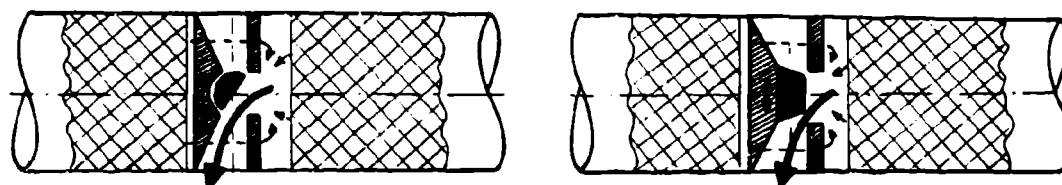


Figure 2 : Générateur de gaz et obturateur

a) rotatif

b) linéaire

Le nombre de tuyères nécessaires peut aller de 2 pour un missile en autorotation de roulis, à 3 ou 4 pour un missile stabilisé en roulis.

Le dispositif de commutation (ou d'orientation) peut avantageusement être commandé par un système pneumatique travaillant en + et - par emprunt de gaz au générateur principal. Le temps d'établissement des forces peut alors être très bref, typiquement de l'ordre d'une dizaine de millisecondes pour un dispositif de taille moyenne.

Par ailleurs, de même que dans le pilotage par impulseurs, on peut incliner les tuyères vers l'arrière pour entretenir la vitesse du missile. L'angle d'inclinaison nécessaire étant en général faible, la force normale, $F \cos \alpha$, est très peu modifiée.

2.2. Dynamique du pilotage PIF

La réponse du missile à la force PIF peut-être caractérisée par les fonctions de transfert décrivant les petits mouvements par rapport à un point d'équilibre :

$$\frac{NT}{F_P} = K \frac{1 + A_1 S + A_2 S^2}{1 + B_1 S + B_2 S^2} \quad (\text{tangage ou lacet})$$

$$\frac{\dot{\theta}}{F_P} = \frac{K}{V_m} \frac{1 + A_3 S}{1 + B_1 S + B_2 S^2}$$

avec

NT	accélération normale au cdg
F_P	Force PIF
$\dot{\theta}$	vitesse d'assiette
α	incidence
V_m	vitesse du missile
m	masse du missile
s	marge statique (> 0 si engin stable)
l	bras de levier de la force PIF (> 0 si canard)
I	Inertie de tangage (lacet)
θ	poussée
R_x	trainée
l_r, S_r	longueur et surface de référence
\bar{q}	pression dynamique.

$$K = -\frac{1}{m} \cdot (\ell m V_m - M \alpha \Lambda) / (M \alpha \Lambda + M q)$$

$$A_1 = -M q \Lambda / (\ell m V_m - M \alpha \Lambda)$$

$$A_2 = I \Lambda / (\ell m V_m - M \alpha \Lambda)$$

$$A_3 = \Lambda \frac{\ell m V_m}{\ell m V_m - M \alpha \Lambda}$$

$$B_1 = (M q \Lambda - I) / (M \alpha \Lambda + M q)$$

$$B_2 = -I \Lambda / (M \alpha \Lambda + M q)$$

$$\Lambda = m V_m / (\theta - R_x + F_\alpha)$$

$$F_\alpha = \bar{q} \cdot S_r \cdot \frac{\delta C_N}{\delta \alpha}$$

$$M q = \bar{q} \cdot \frac{S_r \cdot l_r}{V_m} \cdot \frac{\delta C_m}{\delta q} \cdot \frac{\alpha}{V_m}$$

$$M \alpha = \bar{q} \cdot S_r \cdot l_r \cdot \frac{\delta C_m}{\delta \alpha}$$

Dans le cas d'un pilotage en force vrai ($\beta_s = 0$ ou $\ll 1$) on vérifie que :

$$K \rightarrow \frac{1}{m} \cdot \frac{M \alpha \Lambda}{M \alpha \Lambda + M q} \approx \frac{1}{m}$$

$$A_1 / B_1 \rightarrow \frac{M \alpha \Lambda}{M \alpha \Lambda + M q} \approx 1$$

$$A_2 \rightarrow 0$$

Il en résulte que la F.T. en accélération normale :

- a un gain quasi indépendant de la vitesse et l'altitude,
- possède deux zéros au numérateur proches des pôles du dénominateur.

La réponse naturelle du missile à un ordre de pilotage est de ce fait fidèle, rapide et peu affectée par l'oscillation d'incidence. La figure 3 montre de façon comparée la réponse temporelle, hors stabilisation, d'un missile piloté en force et celle de ce même missile piloté par des gouvernes aérodynamiques arrière. La figure 4 présente les incidences correspondantes en fonction du temps.

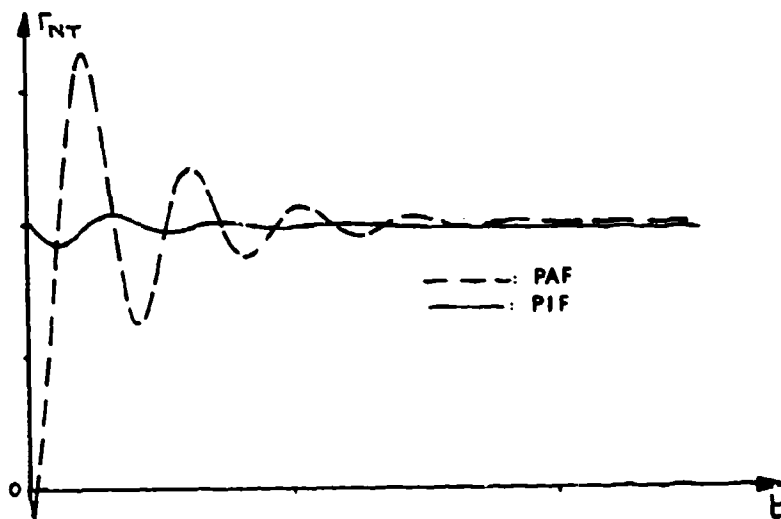


Figure 3 : Réponses en accélération normale (missiles non stabilisés)

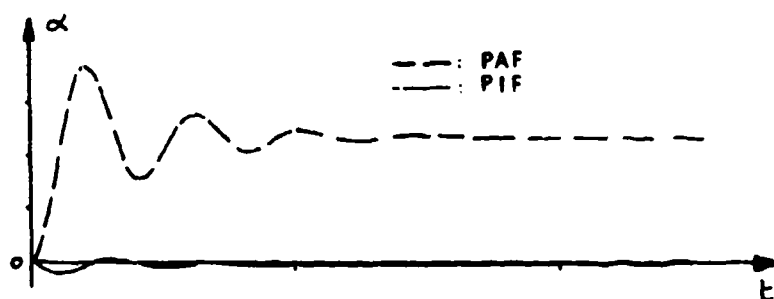


Figure 4 : Réponses en incidence (missiles non stabilisés)

Le comportement naturel du missile piloté en force est suffisamment pur pour qu'on puisse réduire le pilote automatique à un simple gain. Le retard total d'exécution de l'accélération normale se limite alors à celui, très faible, du dispositif de déviation de jet.

A titre d'exemple la figure 5 présente la réponse à un échelon d'accélération commandée du même missile que précédemment tant en pilotage PIF qu'en pilotage aérodynamique classique en boucle fermée pour ce dernier.

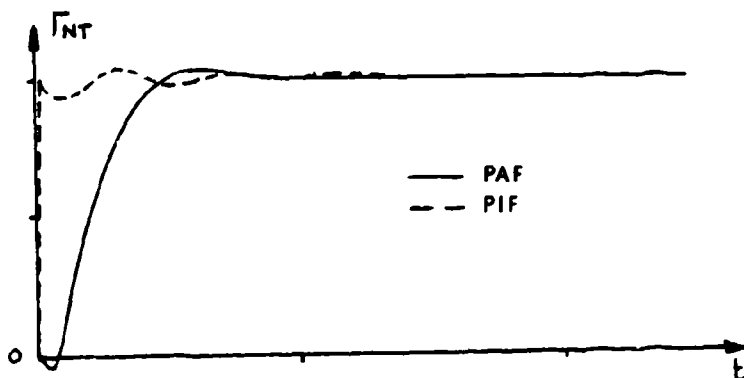


Figure 5 : Réponses PIF (non stabilisée) et PAF (stabilisée)

Le gain en temps de réponse atteint un facteur 10 environ. Ceci est particulièrement intéressant pour un missile guidé :

- s'il est guidé en alignement, parce que cela autorise une dynamique d'asservissement à la ligne de visée de hautes performances,
- s'il est autoguidé parce que la distance de passage diminue avec les retards de la chaîne et l'ordre de la fonction de transfert globale. Un autre avantage du PIF est, pour ce type de guidage, l'absence de constante de temps de mise en virage ($A_3 = 0$), ce qui améliore sa robustesse vis-à-vis des aberrations de radôme.

2.3. Aspects spécifiques

2.3.1. Interactions entre le jet et l'écoulement extérieur

Le (ou les) jet latéral de pilotage constitue un obstacle (spoiler gazeux) pour l'écoulement principal ce qui induit un champ d'interactions avec l'aérodynamique externe (réf. 1 et 2). L'allure des phénomènes est représentée par la figure 6.

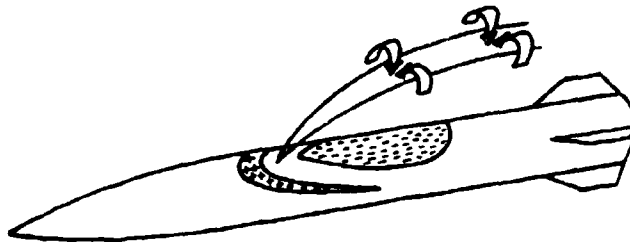


Figure 6

On distingue schématiquement deux zones d'interactions :

- une zone rapprochée au voisinage de la section de sortie du jet ou un choc détaché apparaît en amont de la tuyère séparant une zone de surpression amont et de dépression aval.
- une zone lointaine résultant du sillage du jet qui s'organise en deux tourbillons contrarotatifs susceptibles d'affecter les surfaces arrières du missile.

L'ensemble, complexe, de ces phénomènes fait qu'on recueille, au lieu de la force F_0 mesurable au banc statique, un torseur \mathcal{C} caractérisé par

$$\left. \begin{array}{l} - \text{une force} \quad F = K(M, \alpha, \dots) F_0 \\ - \text{un couple} \quad C(M, \alpha, \dots) \neq 0 \end{array} \right\} \mathcal{C}$$

Le rendement K sur la force dépend d'un grand nombre de paramètres (géométrie, Mach, incidence, p_i/p_0 ...). Il peut être inférieur ou supérieur à l'unité.

L'allure de son évolution avec le mach et l'incidence est, typiquement, la suivante.

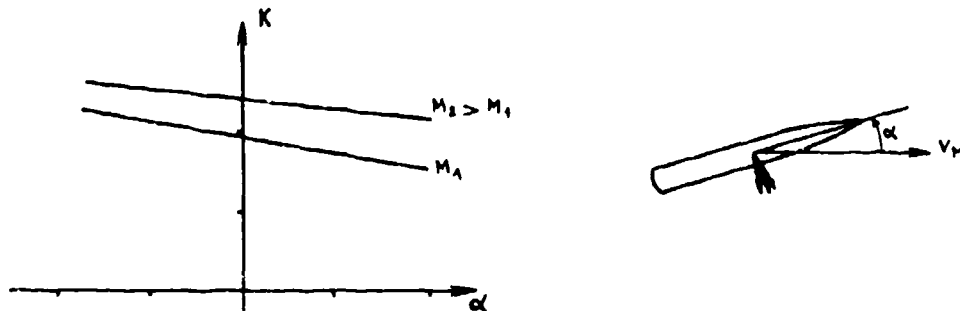


Figure 7 : Evolution du rendement avec l'incidence et le Mach

L'évolution du couple d'interactions est plus complexe. Une tendance assez fréquente est que sa composante en lacet (ou tangage) ait tendance, lorsque le rendement K diminue, à créer une incidence du signe de la force due au jet, ce qui assure une certaine constance de l'effet global.

Pour un pilotage en force pur, ou pratiquement pur ($\theta_s \ll 1$), l'incidence reste très faible et l'essentiel est de définir une cellule pour laquelle, à l'incidence nulle, le rendement est bon (supérieur à 1 si possible) et l'effet du couple faible (bonne stabilité) et en tout cas dans le sens favorable.

Cette recherche de définition est essentiellement du ressort de la soufflerie.

2.3.2. Restrictions dues à la consommation

Utilisé comme seul moyen de pilotage, le PIF voit son domaine d'utilisation limité par sa consommation en poudre. En particulier dans le cas d'un générateur de gaz associé à une distribution par tuyères, la consommation est la même que la manoeuvre demandée soit nulle ou maximale.

La possibilité de recourir au pilotage PIF pour une mission dépend donc de la valeur souhaitée pour la quantité ($n \cdot t_p$) avec,

n = nombre de g nécessaire à la mission

t_p = durée du vol piloté.

La valeur acceptable de ce critère dépend :

- du type de pilotage retenu : le pilotage d'un missile en autorotation à un plan de commande est environ 30 % plus économique qu'un pilotage sur deux plans,

- de la participation du PIF à la propulsion, la rentabilité globale étant alors d'autant meilleure que le missile est plus rapide.

Elle peut varier d'une dizaine de $g \times s$ (sans participation à la propulsion) à quelques dizaines de $g \times s$.

Ces valeurs peuvent cependant être relevées si un pilotage en PIF pur n'est pas nécessaire pendant toutes les phases de la mission. Il reste, dans ce cas, possible de faire participer l'aérodynamique aux manoeuvres en décalant légèrement le point d'application de la force PIF vers l'avant du missile (pilotage en PIF canard).

2.4. Intérêt, limitations et domaine d'application du pilotage PIF

L'intérêt du pilotage PIF réside d'abord dans la rapidité de sa réponse et sa faible dépendance des conditions de vol. On peut y ajouter la simplicité du pilote automatique et un bilan de traînée favorable (pas ou peu de traînée induite par les manoeuvres, surfaces portantes réduites à de simples stabilisateurs).

La limitation essentielle du PIF réside dans sa capacité en " $n \cdot t_p$ " limitée, et l'impossibilité d'utiliser le missile après sa phase propulsée. De plus la difficulté de contrôler simplement le roulis par les jets, restreint, de fait, l'usage du PIF à des missiles travaillant en autorotation de roulis. Enfin, il ne faut pas négliger les contraintes que la présence du PIF impose à la définition du missile, en particulier à cause :

- a) de l'obligation d'une faible variation du centre de gravité
- b) des effets d'interaction créés par le jet.

Il en résulte que le PIF est bien adapté à des missions antichar ou sol-air à très courte portée. Cette dernière application, qui représente la limite pratique d'utilisation du PIF pur, correspondrait typiquement à un missile (figure n° 8) d'une quinzaine de kilos, en autorotation de roulis, et guidé à l'aide d'un autodirecteur infrarouge.



Figure 8 : SATCP piloté en force

Son pilotage est réalisé par un plan de tuyères commutables, la distribution dans l'espace étant effectuée par la rotation en roulis.

Le pilotage en croisière est du type PIF pur. Pendant la phase accélérée, il est du type PIF "canard" de manière à assurer le contrôle à très basse vitesse ce qui améliore le comportement à très courte portée par rapport à un missile à pilotage aérodynamique.

Le vitesse du missile est, après la phase d'accélération, maintenue supersonique grâce à l'inclinaison des tuyères PIF vers l'arrière d'un angle voisin de 20°.

3. LE PILOTAGE MIXTE PIF-PAF

On peut étendre le domaine d'application du pilotage PIF au-delà de ce qui a été dit précédemment à condition de le mettre en oeuvre seulement dans la phase finale du guidage et de l'associer à un pilotage aérodynamique. On dispose ainsi d'un pilote automatique ayant, en finale, une capacité de manoeuvre accrue (somme de la manoeuvrabilité aérodynamique et PIF) et bénéficiant du très faible temps de réaction du PIF.

3.1. Principe d'un pilote PIF-PAF

Le principe décrit est essentiellement adapté au pilotage d'un missile autoguidé. Dans ce type de guidage, l'effet défavorable du retard du pilote automatique provient du trainage qu'il induit entre la commande et l'exécution de l'ordre. La solution la plus naturelle pour réaliser une association PIF-PAF consiste donc à profiter de la rapidité d'exécution du PIF pour combler l'erreur dynamique de l'asservissement PAF. En d'autres termes le PIF doit travailler en vernier sur l'erreur du PAF. Dans ce mode de fonctionnement le niveau de manoeuvre PIF nécessaire peut être modéré, ce qui rend le système satisfaisant au plan des masses.

Le schéma théorique correspondant à un fonctionnement en vernier est le suivant :

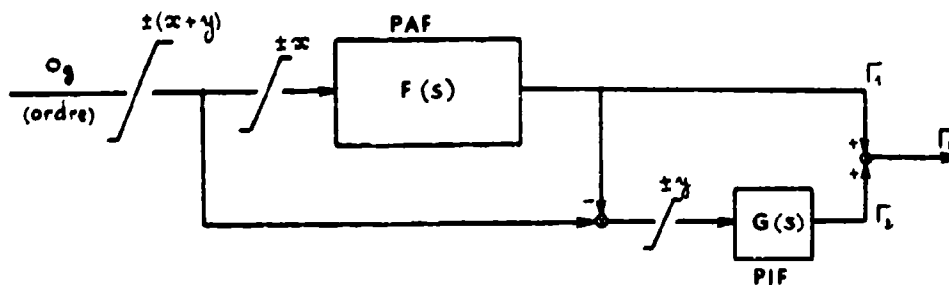


Figure 9

Dans le domaine linéaire la fonction de transfert du pilote mixte s'écrit

$$\frac{\Gamma_n}{O_g} = F(s) + G(s) - F(s) \cdot G(s)$$

Soit encore avec : $F(s) = \frac{1}{1 + a_1 s + a_2 s^2 + \dots}$ $G(s) = \frac{1}{1 + b_1 s + b_2 s^2 + \dots}$

$$\frac{\Gamma_n}{O_g} = \frac{1 + (a_1 + b_1)s + (a_2 + b_2)s^2 + \dots}{(1 + a_1 s + a_2 s^2 + \dots)(1 + b_1 s + b_2 s^2 + \dots)}$$

ce qui montre que le trainage en présence d'un échelon de vitesse est annulé en régime permanent et d'autant plus faible en régime transitoire que le terme $a_1 b_1$ est faible, c'est-à-dire que le retard du PIF est faible.

Il est clair par ailleurs que la capacité totale d'exécution du pilote est bien la somme de capacités individuelles de ses deux constituants.

Un schéma de principe du Pilote Automatique est donné par la figure 10. On y trouve, outre la structure d'un pilote aérodynamique adapté à l'autoguidage (réf. 3) :

- Un dispositif de commande du PIF
- Un "estimateur" imposé par l'incapacité des senseurs à distinguer la participation respective du PIF et du PAF dans le mouvement d'ensemble.

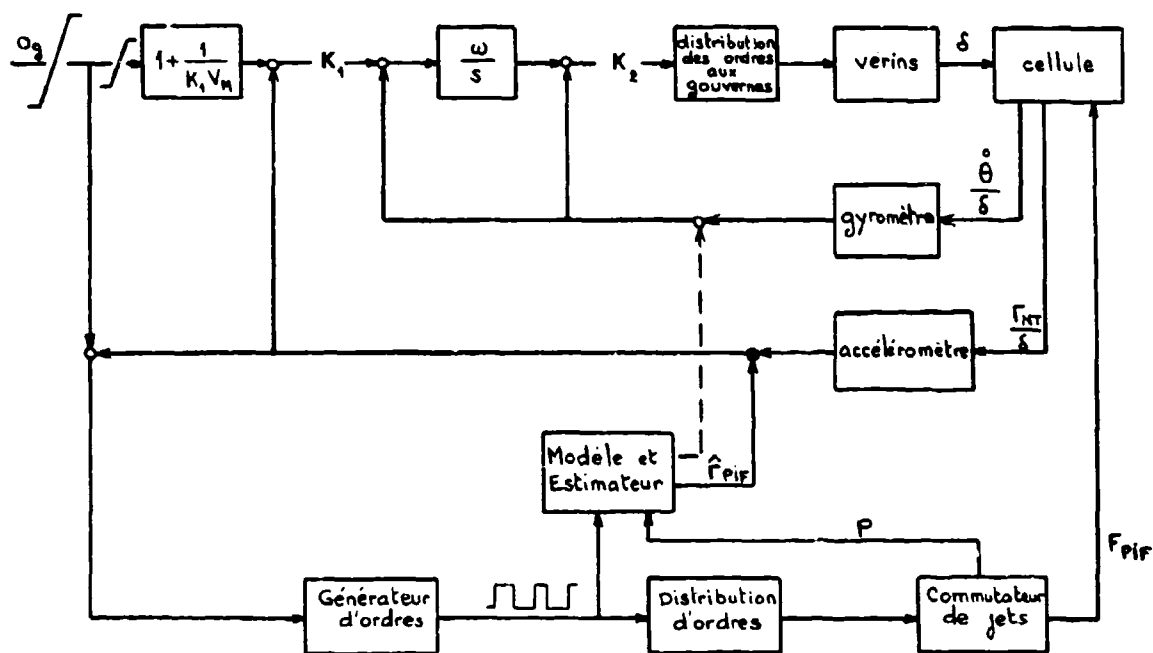


Figure 10 : Bloc diagramme d'un pilote PIF-PAF

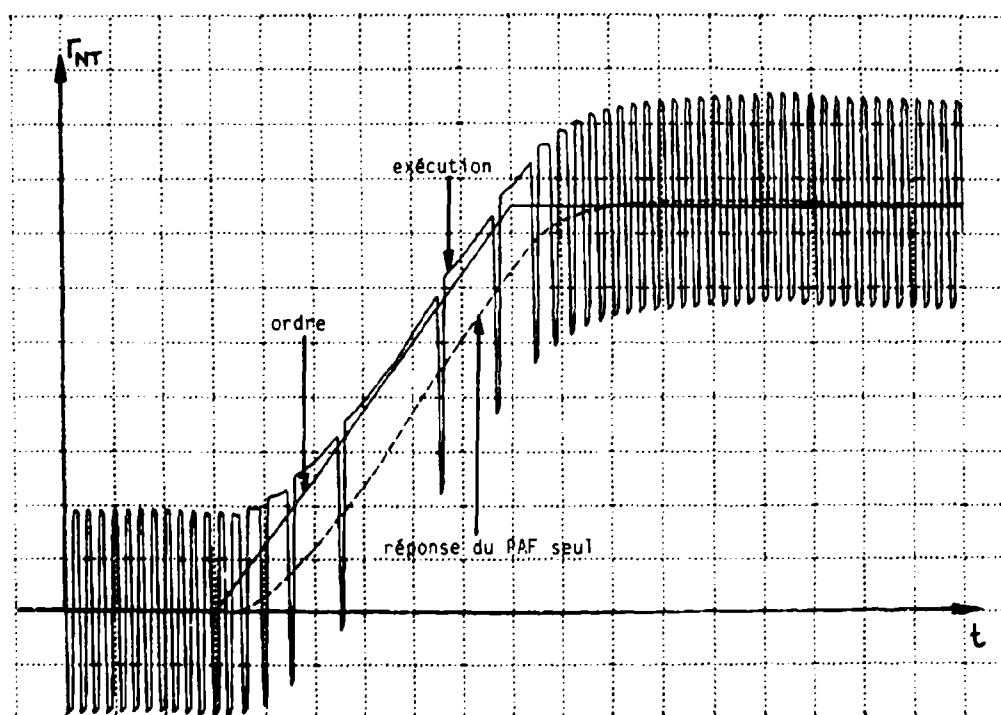


Figure 11 : Réponse d'un pilote PIF-PAF à un échelon de vitesse

Le dispositif de commande du PIF est constitué d'un générateur de signaux modulés en durée particulièrement bien adapté à une commande en + et - des commutateurs. Il peut comporter un effet d'intégration évitant, en particulier en présence de bruits, que des impulsions de commande trop brèves ne viennent solliciter la partie mécanique de la déviation de jet.

L'estimateur permet de restituer, à partir d'un modèle et de mesures, les accélérations $\hat{\Gamma}_{PIF}$ et $\hat{\Gamma}_{PAF}$ ainsi que l'erreur d'exécution ($Og - \hat{\Gamma}_{PAF}$) de la partie aérodynamique du pilote.

Les informations nécessaires sont la pression P du générateur de gaz et le signal accélérométrique Sa . La mesure de la position du commutateur (Xc) pourrait être envisagée mais peut être remplacée par la réponse d'un modèle aux signaux d'ordres.

La connaissance de ces éléments permet de calculer les termes souhaités, soit :

$$\hat{\Gamma}_{PIF} = \frac{\lambda P Xc}{m_0 - \mu \int_0^t P dt} \quad \hat{\Gamma}_{PAF} - Og = Sa - \hat{\Gamma}_{PIF} - Og$$

Remarques

- la présence du coefficient P , en facteur dans l'expression de $\hat{\Gamma}_{PIF}$ rend le système autoadaptatif aux variations éventuelles de débit du générateur de gaz,
- une estimation de $\hat{\Gamma}_{PIF}$ serait possible mais n'est pas indispensable dans la pratique.

Sollicité par une entrée en échelon de vitesse, un pilote, de la définition précédente, répond sans erreur de trainage. Son comportement est visualisé sur la figure 11 dans le cas d'un PIF commandé en + et -.

3.2. Influence du dimensionnement du PIF

Du fait de son mode de travail en vernier sur l'erreur du PAF, le niveau nécessaire du PIF reste modéré; de plus son action peut être limitée aux derniers instants du guidage ce qui rend son emploi satisfaisant au plan des masses.

Dans le cas de la navigation proportionnelle classique, une règle satisfaisante est que la capacité de manœuvre du défenseur soit d'environ 3 fois celle de l'attaquant. Dans le cas du PIF la règle correspondante est que son potentiel de manœuvre soit de l'ordre de grandeur de celui du but et son temps d'action d'environ 4 à 5 constantes de temps (Tg) du missile guidé et piloté en PAF seul. Cette règle, qui résulte de simulations complètes d'interceptions, peut s'interpréter comme suit : le PIF doit combler l'erreur de trainage du PAF lorsqu'une perturbation est susceptible de créer une distance de passage importante, c'est-à-dire lorsqu'elle survient peu avant la fin du guidage. Dans le cas d'une manœuvre du but et de la navigation proportionnelle ($N'=3$), cette erreur de trainage prend la forme : $3 k \Gamma_B T_{paf} / (n T_g)$, T_{paf} étant la constante de temps du pilote aérodynamique, et k un coefficient allant de 1 à 2 selon le type de manœuvre (permanente ou alternée) du but. La distance de passage qui en résulterait, en l'absence de PIF, serait maximale pour n compris entre 3 et 5. Il faut donc que : $\Gamma_{PIF} = 3 k \Gamma_B T_{paf} / (3 T_g)$, ce qui, pour les valeurs courantes de T_{paf}/T_g conduit à un niveau PIF un peu inférieur à Γ_B .

Dans ces conditions, l'impulsion totale nécessaire du dispositif de pilotage PIF est de l'ordre de grandeur de la dizaine de $g \times s$, c'est-à-dire physiquement réalisable.

Afin de préciser la validité de la règle $\Gamma_{PIF} \approx \Gamma_{But}$, les figures n° 12 et 13 présentent les distances de passages induites, en navigation proportionnelle classique ($N'=4$), par une manœuvre en hélice du but de période T_B et pour quelques valeurs de $\Gamma_{PIF}/\Gamma_{But}$.

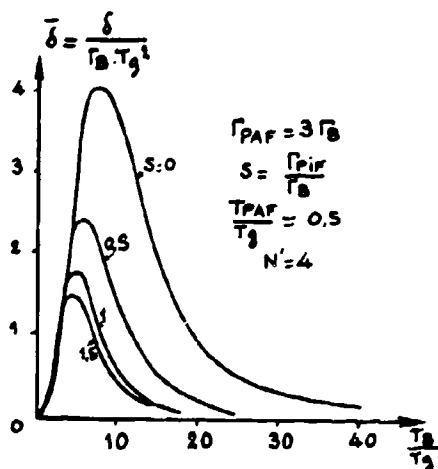


Figure 12

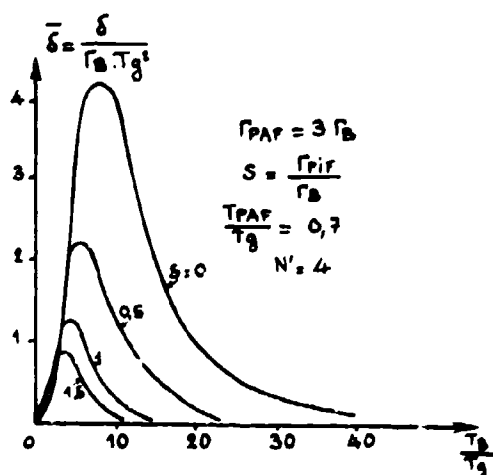


Figure 13

Ainsi, opposé à un hostile manoeuvrant à $10g$ à la période $T_B = 2,5s$ environ, un missile PIF-PAF autorisera une distance de passage inférieure à $2m$ contre plus de $20m$ pour un missile guidé classiquement ($T_g = 0,25s$).

Dans le même esprit la figure 14 donne, en fonction de la durée de guidage t_g , normée par T_g , la distance de passage créée par une erreur angulaire de pointage initial $\Delta\gamma$. La présence du PIF permet de réduire dans un rapport de l'ordre de 2 le temps nécessaire pour corriger ce type d'erreur.

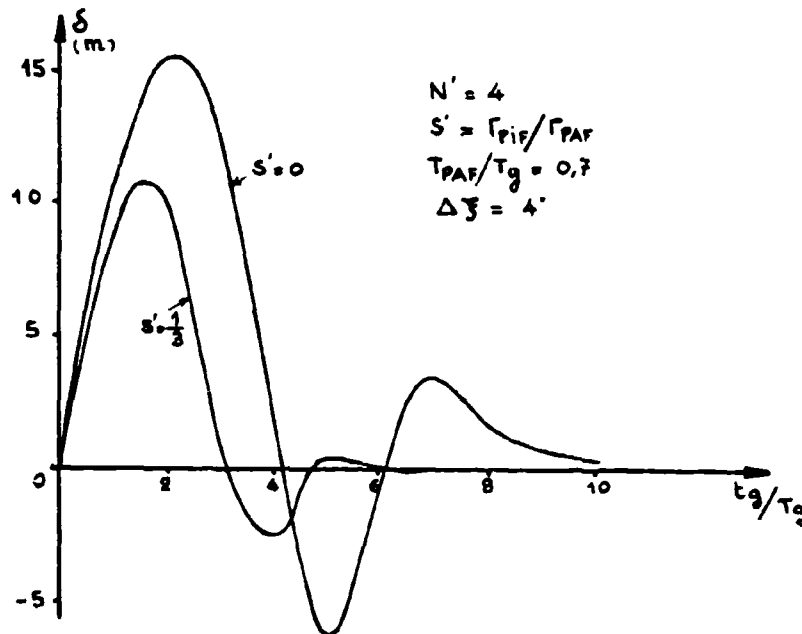


Figure 14 : Correction d'un dépointage initial

En présence de bruits les conclusions précédentes restent valables en moyenne. Pour ce qui concerne la composante de la distance de passage due aux bruits (thermique, glint ...) le PIF-PAF n'apporte par contre pas d'amélioration sensible, l'effet de certains d'eux ayant tendance à augmenter, d'autres à diminuer, pour un résultat d'ensemble peu changé.

3.3. Apport du pilote PIF-PAF

L'adaptation d'un pilote PIF-PAF à un missile autoguidé permet :

- Une réduction importante de la distance de passage en présence des cibles difficiles et en particulier très manoeuvrantes.
- Une augmentation du domaine d'emploi d'un missile tant en portée qu'en altitude, le PIF permettant de compenser une perte de performances du pilote aérodynamique aux faibles pressions dynamiques.

La justification économique du PIF se trouve dans l'augmentation des performances de la menace, ce qui rend "rentable" un investissement dans le réflexe plutôt que dans la masse de la charge militaire.

3.4. Exemples de concepts de sol-air PIF-PAF

Le principe du pilotage PIF-PAF peut se concevoir dans le cadre d'un certain nombre de missions et, en particulier, dans les deux exemples type suivants :

- Missile sol-air courte portée (à booster largable, donc bi-étage) principalement destiné à intercepter des missiles assaillants à grande vitesse ($M > 2$) et à forte capacité de manoeuvres ($> 10g$).
- Missile monoétage à plus grand rayon d'action (sol-air moyenne portée) dont l'objectif est l'interception des avions attaquant en formation serrée dans une ambiance ECM sévère et celle des missiles air-sol ou sol-sol tactiques.

3.4.1. Missile bi-étage

Ce missile, tiré à la verticale pour assurer avec un temps de réaction très court une couverture tout azimut, est accéléré pour atteindre une vitesse de l'ordre de Mach 2 à 3 avant séparation du booster.

Compte tenu des exigences de courtes portées, en particulier dans le cas de réengagements successifs, le vecteur vitesse est ramené à l'horizontale pendant la phase composite.

Peu après séparation de son accélérateur, le missile, stabilisé en roulis, est guidé vers la cible grâce à un autodirecteur actif.

En fin de guidage, le pilotage PIF vient assister un pilote aérodynamique à fort potentiel de manoeuvrabilité, pour assurer une précision d'interception telle qu'une charge militaire de masse et dimensions modérées assure la destruction structurale de la cible.

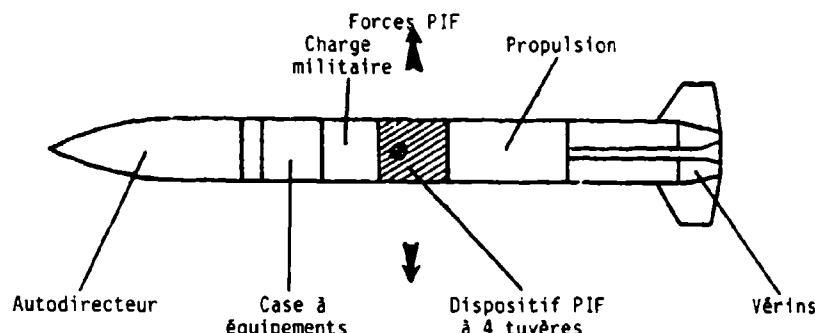


Figure 15 : SACP Antimissile

Avec la technologie actuellement disponible un tel missile répond aux exigences d'interception des assaillants les plus sévères prévisibles dans les décennies à venir.

3.4.2. Missile monoétage

Le principe de pilotage PIF-PAF est également applicable à un missile de plus longue portée (SAMP), propulsé par un statoréacteur dont la chambre de combustion est occupée, pendant les premières secondes de vol, par le bloc de poudre du propulseur d'accélération.

Ce missile monoétage (figure 16) est tiré soit à la verticale (couverture tout azimut), soit sur rampe inclinée (couverture sectorielle). Son booster l'amène au Mach de fonctionnement du statoréacteur.

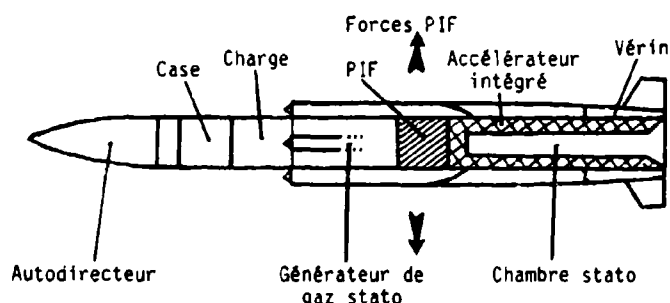


Figure 16 : SAMP - PIF-PAF

Le dispositif PIF est intercalé entre le générateur du statoréacteur et sa chambre de combustion pour être le plus voisin possible du centre de gravité. Ce dispositif apporte au SAMP un certain nombre d'avantages supplémentaires liés au domaine d'emploi et aux missions de ce type de missiles :

- A haute altitude, le facteur de charge aérodynamique diminue sensiblement alors que le facteur de charge PIF conserve la même valeur. Ce supplément de manoeuvrabilité est acquis sans prise d'incidence, ce qui est favorable au fonctionnement des entrées d'air et n'accentue pas la sensibilité aux aberrations.

- Face à une attaque constituée d'avions en formation serrée et de brouilleurs puissants, la sortie de la sphère de brouillage s'effectue, dans bien des cas, au dernier moment : un dispositif agissant par forces directes, c'est-à-dire quasi instantanément, se révèle dans ce cas très intéressant pour corriger rapidement la trajectoire.

4. CONCLUSION

Nous avons décrit, au cours de cet exposé, un nouveau principe de pilotage et essayé de montrer son intérêt pour l'attaque des cibles aériennes.

La nécessité de prévoir une capacité antimissile pour les armes antiaériennes de demain donne à ce concept une importance accrue. Les cibles futures, supersoniques très manoeuvrantes nécessitent au niveau du missile défenseur à la fois une forte manoeuvrabilité et un temps de réponse très court.

Ces qualités peuvent être obtenues en alliant un pilotage aérodynamique classique et un pilotage par jets au centre de gravité. Elles permettent de conserver des dimensions raisonnables à la charge militaire, et donc au missile, en conduisant à de faibles distances de passage, quelle que soit l'esquive de l'objectif.

L'application de ces idées a entraîné la nécessité d'études poussées tant de la technologie des dispositifs de commande par jets, que de l'interaction de ces jets avec l'aérodynamique externe d'un missile. Les résultats obtenus confortent l'Aérospatiale dans sa décision de poursuivre le développement de ce système.

REFERENCES

- 1 - CASSEL L.A., DURANDO N.A., BULLARD C.W., KELSO J.M.
"Jet Interaction Control Effectiveness for Subsonic and Supersonic Flight".
- AD 86 24 83 - September 1968
- 2 - F.W. SPAID and L.A. CASSEL
"Aerodynamic Interference Induced by Reaction Controls"
AGARD - AG-173 - 1973 -
- 3 - F. WILLIAM NESLINE and NORMAN C. NABEEFELD
"Design of Digital Autopilots For Homing Missile"
AGARD - CP.270 - 1979 -