

MÉCANIQUE DE VOL DU PROPULSEUR VOLANT À DÉCOLLAGE ET ATTERRISSAGE VERTICAL

Par G. EGGERS et G. ERNST
SNECMA, France

INTRODUCTION

INTÉRÊT DE LA TECHNIQUE VTOL

L'INTÉRÊT de la technique VTOL est l'association dans un aérodyne des qualités de vol stationnaire et de vol à grande vitesse.

Au cours de son développement, l'avion classique du début de l'aviation s'est transformé en deux types. Les conditions et les exigences de vol à grande vitesse d'un avion à réaction ont diminué les qualités de vol à faibles vitesses, qualités qui sont mêmes devenues critiques. Ce fait a nécessité un appareil de vol stationnaire, remplissant ainsi quelques tâches indispensables, mais par contre il ne suffit plus aux conditions de vitesse élevée. Les hélicoptères et les avions convertibles sont l'aboutissement de cette technique.

L'association des aptitudes de vol stationnaire et de vol à grande vitesse en vue d'un vol économique a donné naissance aux aérodynes de conception nouvelle.

CONCEPTION VTOL

La question la plus importante est le choix et la forme du groupe moto-propulseur pour arriver à une conception économique. Les propulseurs économiques pour vol stationnaire sont principalement ceux qui travaillent avec un grand débit d'air et une faible vitesse d'éjection, c'est-à-dire ceux qui ont un bon rendement de propulsion. L'hélice carénée adaptée au vol à grande vitesse a une importance particulière dans cette considération.

Deux exemples sont représentés dans la figure 2: d'une part, on voit le Coléoptère d'après la conception de Mr. von Zborowski, et d'autre part, l'aérodyne de Mr. Lippisch. De telles conceptions donnent un engin à forme symétrique de révolution, où le carénage de l'hélice peut être conçu de telle manière que la sustentation en vol normal soit suffisante.

Des considérations purement constructives en vue de réaliser un avion VTOL mènent également à une solution de symétrie de révolution par exemple le "Tailsitter".

La figure 3 donne comme exemple une proposition de Mr. Lucien Servanty, Sud-Aviation, qui prévoit une conception trisymétrique. On voit également une proposition de General Electric concernant un booster

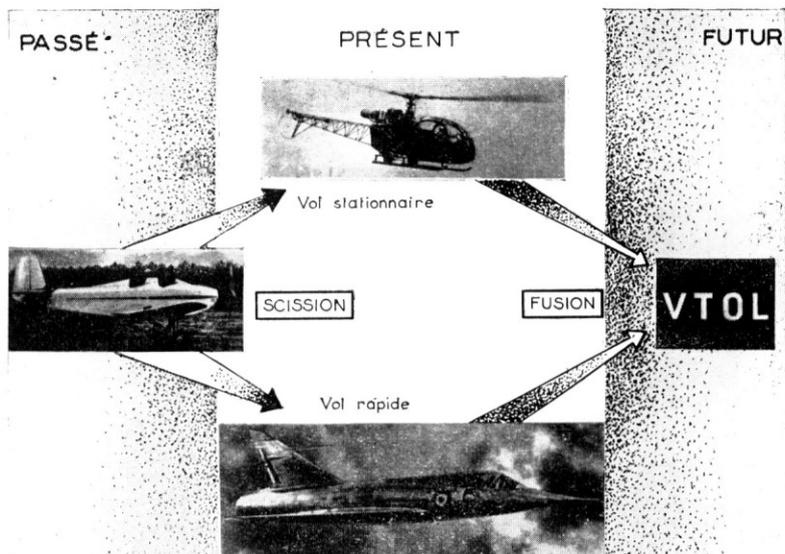


FIG. 1. Intérêt de la technique VTOL.

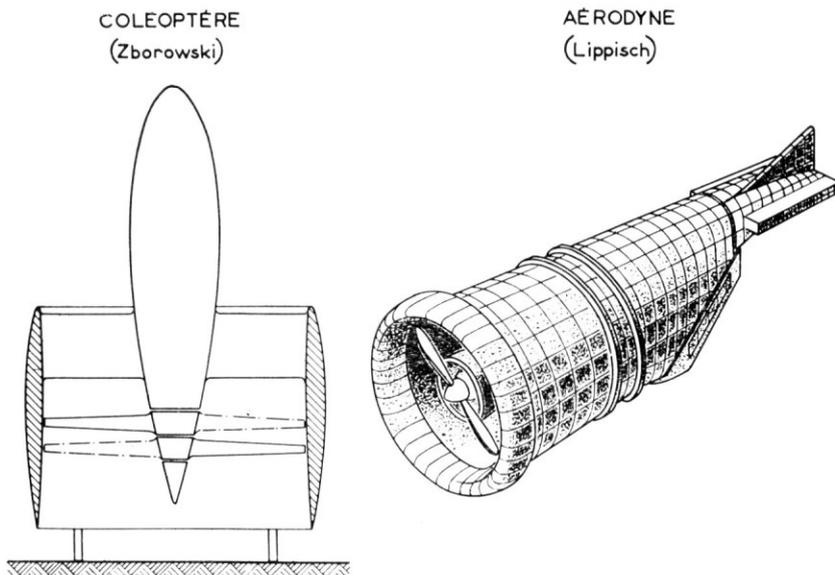


FIG. 2. Hélices carenées.

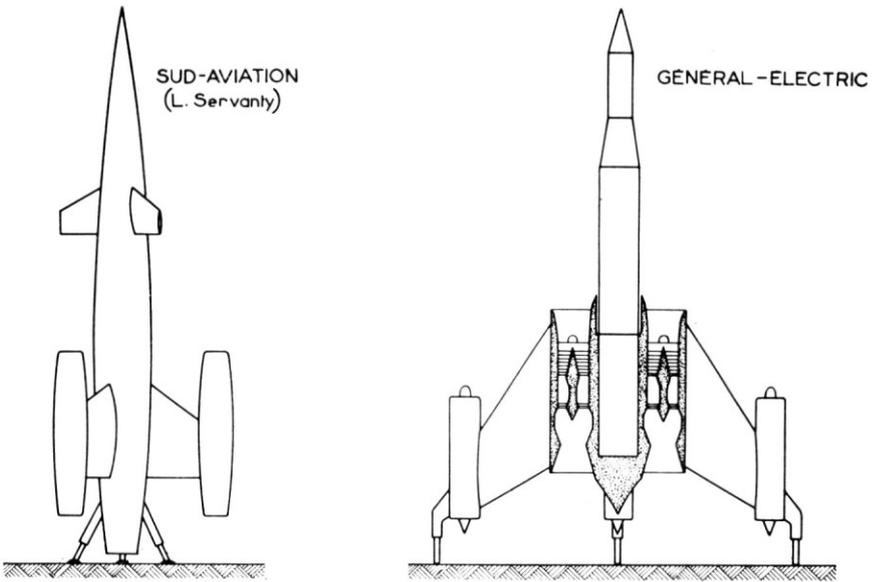


FIG. 3. Projets d'aéroplanes à décollage vertical du type "Tailsitter".

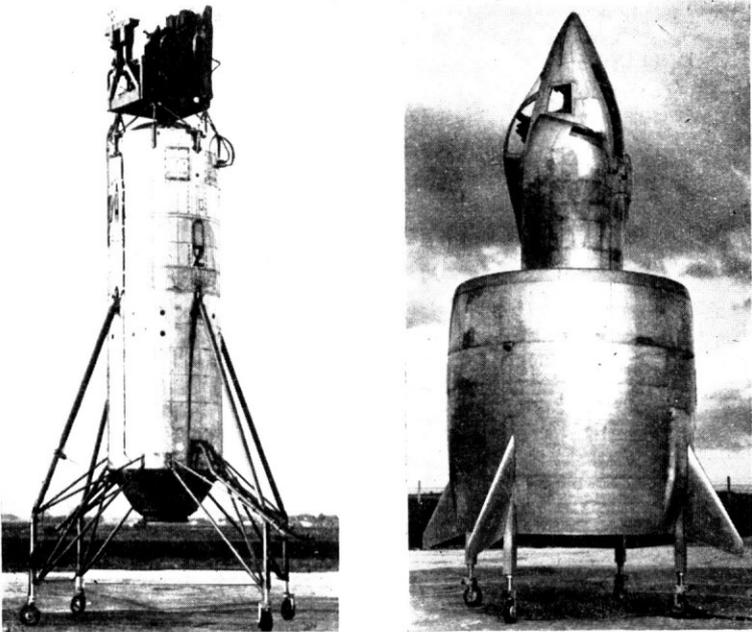


FIG. 4. VTOL—SNECMA.

pour le décollage et l'accélération des projectiles prévoyant un assemblage de plusieurs turboréacteurs.

Nous avons entrepris à la SNECMA le développement des appareils à décollage vertical à symétrie de révolution. Les raisons que nous venons d'exposer, ainsi que les questions de poids et de structure, ont déterminé cette orientation.

Les travaux de la SNECMA sont orientés vers des appareils pilotés-avions-, ou télépilotés-engins-, qui permettent de grands nombres de Mach supersoniques. En particulier, la structure annulaire permet des solutions avantageuses, quant au poids unitaire, pour résoudre le problème de fatigue des matériaux à des températures élevées.

Sur la base de cette technique, nous avons réalisé un appareil expérimental: l'Atar Volant. La suite de cet appareil est l'avion expérimental C-450, équipé d'une cabine d'avion normale et d'une aile annulaire. A ce stade, l'aile annulaire ne sert pas encore pour la propulsion.

Examinons à présent les problèmes de mécanique de vol d'un avion à symétrie de révolution. Là, les effets gyroscopiques des masses en rotation des propulseurs—soit compresseur et turbine dans le cas d'un turboréacteur, soit hélice dans le cas d'une hélice carénée—jouent un rôle prépondérant.

GÉNÉRALITÉS SUR LA MÉCANIQUE DE VOL

Partons de la mécanique de vol de l'avion classique, et considérons seulement le mouvement autour du centre de gravité.

		Conception	MOUVEMENTS COUPLÉS		
			Tangage θ	Lacet ψ	Roulis ϕ
sans moment gyroscopique du moteur	Avion classique				
	Symétrie de révolution				
avec moment gyroscopique du moteur	Avion classique				
	Symétrie de révolution				

FIG. 5. Couplage des mouvements selon différentes conceptions.

Considérons d'abord le cas classique où les efforts gyroscopiques des moteurs sont négligeables par rapport aux efforts aérodynamiques. Dans ce cas (voir figure 5, en haut) il est possible de traiter à part le mouvement longitudinal et la stabilité longitudinale. Par contre, les mouvements de roulis et de lacet sont couplés par des efforts aérodynamiques, traités habituellement par la stabilité latérale.

Le choix d'un aérodyne à symétrie de révolution fait pratiquement disparaître les moments aérodynamiques de couplage, par exemple les moments de roulis dûs au dérapage, ceux dûs au lacet, et les moments de lacet dûs au roulis. Les avions à décollage vertical nécessitent des groupes puissants de propulseurs, de sorte que le moment cinétique des masses en rotation produit des efforts gyroscopiques. Ces efforts ne sont plus négligeables et amènent des interactions entre les trois axes dans une conception classique. Dans le cas de symétrie de révolution, le couplage aérodynamique est négligeable et on peut étudier la mécanique de vol de tels engins en examinant les mouvements de tangage et de lacet comme des mouvements couplés, et le mouvement autour de l'axe longitudinal comme un mouvement séparé.

MÉCANIQUE DE VOL À VITESSE QUASI-NULLE

Pour un avion VTOL il existe toujours une phase de vol à faible vitesse, soit après le décollage, soit avant l'atterrissage. Cette phase est surtout marquée par une durée plus longue avant l'atterrissage par suite de la nécessité d'atterrir à l'emplacement désigné.

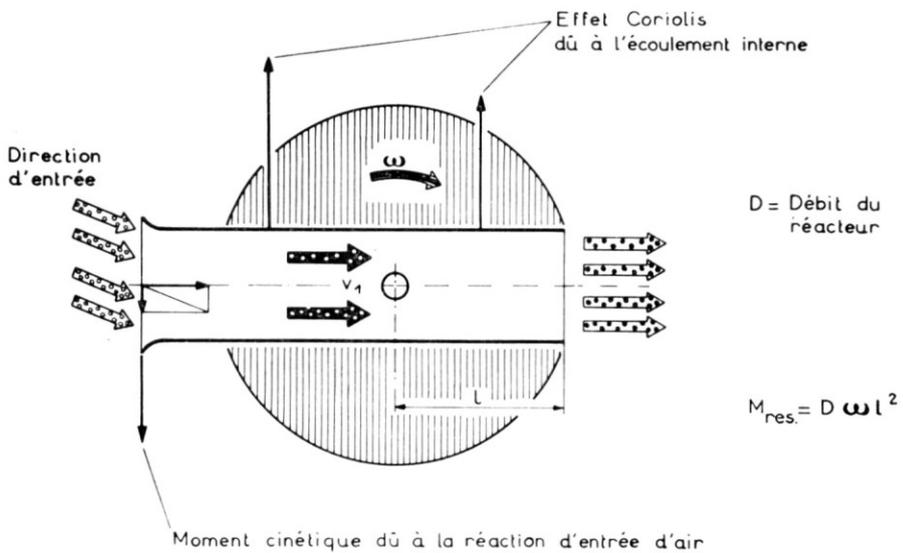


FIG. 6. Amortissement par jet.

Forces Aérodynamiques

Pour des vols à des vitesses presque nulles, les forces aérodynamiques extérieures dues à l'écoulement autour de l'aile sont pratiquement négligeables. Par contre, les forces aérodynamiques internes provenant de l'écoulement interne du réacteur, appliquées soit à la manche d'entrée d'air, soit à la tuyère d'éjection, ne sont pas négligeables.

Si l'appareil effectue une oscillation, le jet produit un amortissement, car les particules d'air traversant le réacteur sont soumises aux efforts de Coriolis qui produisent des réactions sur la veine du moteur.

La figure 6 explique ce phénomène physique. Les efforts produits sont proportionnels à la vitesse angulaire du mouvement.

Mais il existe aussi des efforts aérodynamiques proportionnels à la position angulaire de l'avion qui sont essentiellement provoqués par la manche d'entrée d'air.

La figure 7 montre ces conditions pour le vol vertical de montée. On suppose qu'une perturbation angulaire intervient. Les forces internes produisent dans ce cas un accroissement de l'angle, donc les effets sont déstabilisants. Dans la descente, en position verticale, les efforts de la manche d'entrée d'air provoquent un effet de diminution d'angle, donc les efforts sont stabilisants.

Pour une translation à altitude constante (figure de droite) et en position verticale, le moment produit est tel que l'appareil est amené en position verticale. Dans toutes ces configurations de vol, l'écoulement

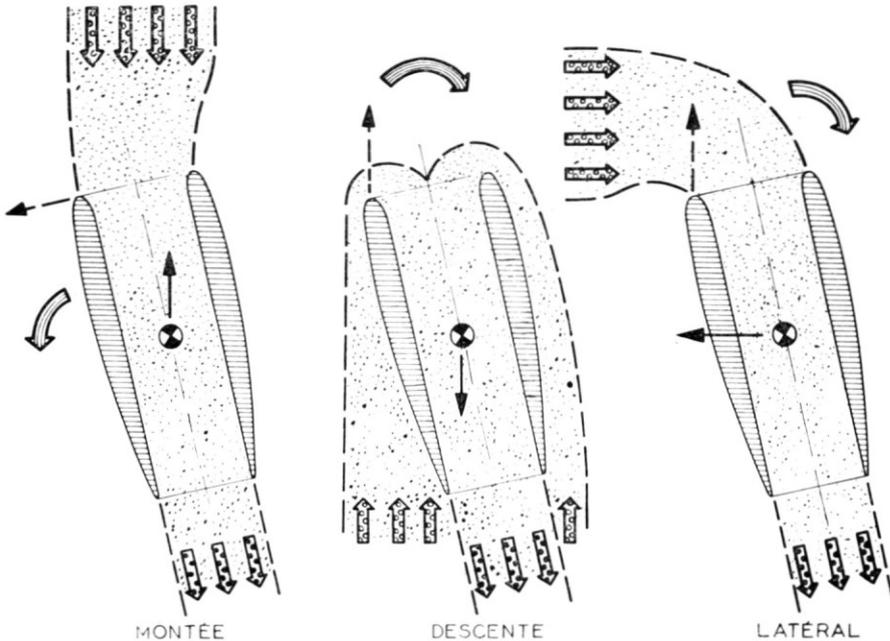


FIG. 7. Efforts aérodynamiques dus à l'écoulement interne.

interne provoque des moments perturbateurs qui, suivant le plan de vol, sont stables ou instables. Si l'on examine le cas des vitesses un peu plus élevées, les efforts aérodynamiques extérieurs commencent à jouer un rôle, et il y a pour chaque phase de vol, soit montée ou descente, un cas de vitesse où les efforts dûs à l'écoulement interne sont en équilibre avec les efforts de l'écoulement extérieur. Les efforts internes sont proportionnels à la vitesse de vol, tandis que les efforts dûs à l'écoulement externe sont proportionnels au carré de la vitesse de vol.

Si la vitesse de montée ou de descente dépasse cette limite, le sens des couples aérodynamiques est inversé.

On peut donc constater que dans le vol à vitesse presque nulle, il existe des moments aérodynamiques et que le sens du mouvement s'inverse dans une certaine gamme de vitesse.

L'Influence du Moment Cinétique du Moteur

Les masses en rotation du moteur sont à comparer avec la toupie d'un gyroscope. Les effets gyroscopiques ont essentiellement la propriété de stabilisation. On peut donc se poser la question suivante: cette stabilisation gyroscopique est-elle suffisante pour un vol à vitesse quasi-nulle, où nous avons vu qu'il existe des efforts aérodynamiques instables.

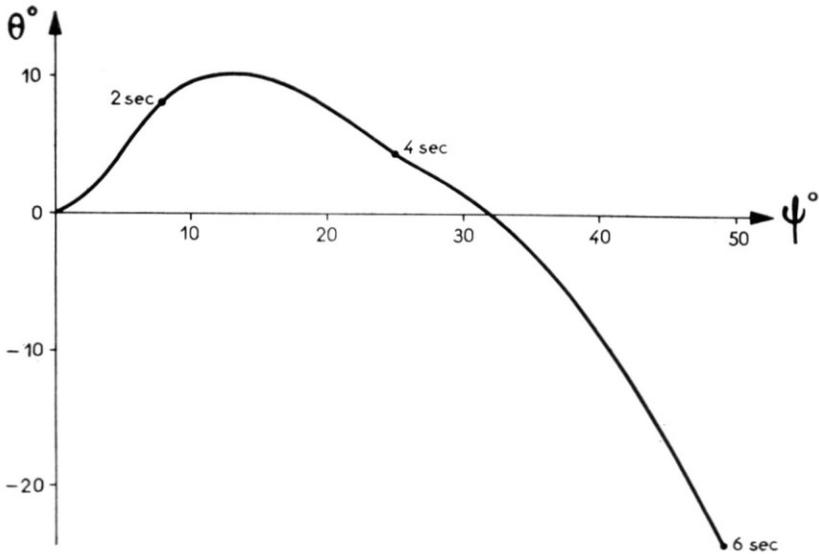


FIG. 8. Mouvement instable en présence des effets gyroscopiques.

La présence d'efforts déstabilisants à faible vitesse de vol provoque malgré la stabilisation gyroscopique des mouvements instables. Les conditions de stabilisation de Routh-Hurwitz ne sont pas remplies si des forces déstabilisantes se présentent, si faibles qu'elles soient.

On conclut donc que le moment gyroscopique des masses en rotation du moteur n'est pas suffisant pour garantir une stabilité propre à chaque phase de vol.

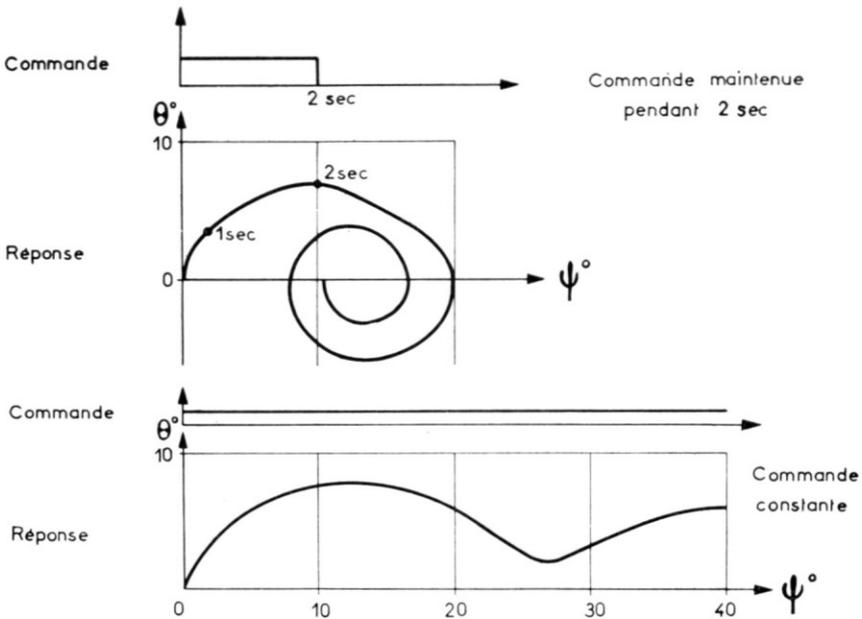


FIG. 9. Mouvement en présence de l'effet gyroscopique.

Maniabilité

Considérons la maniabilité dans un vol stationnaire à vitesse nulle où la stabilité est assurée par l'effet gyroscopique.

La figure 9 montre le mouvement angulaire, à centre de gravité fixe, sous l'influence d'un couple de gouverne constant, donné autour de l'axe de tangage. On remarque un mouvement prépondérant suivant l'axe de lacet, superposé à un mouvement oscillatoire suivant l'axe commandé. Ce mouvement est le mouvement connu du gyroscope.

Si le moment de gouverne est appliqué pendant un temps déterminé, il en résulte donc un mouvement composé d'un mouvement de précession, perpendiculaire au sens du moment de gouverne, superposé à un mouvement de nutation amorti par le jet. Par conséquent, l'effet gyroscopique du moteur est préjudiciable à la maniabilité.

La stabilisation artificielle est donc nécessaire pour réaliser les conditions de stabilité et de maniabilité.

STABILISATION

Schéma Synoptique

Nous rappelons les mouvements de tangage et de lacet, couplés par les effets gyroscopiques, et nous nous limitons dans la suite aux mouvements autour de ces deux axes couplés.

La figure 10 montre dans un diagramme habituel, le schéma fonctionnel du couplage. Par suite d'un moment de gouvernes, par exemple autour

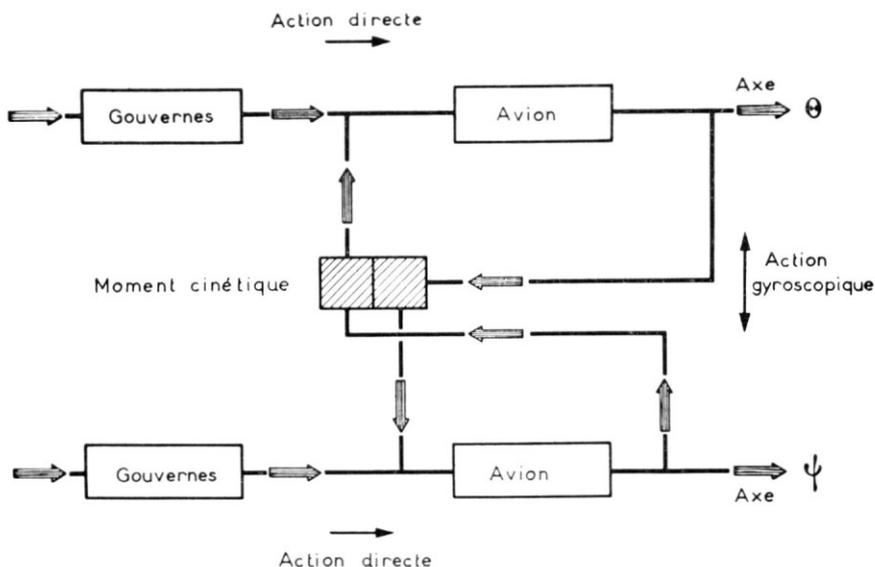


FIG. 10. Schéma synoptique du couplage.

de l'axe de tangage, l'avion réagit autour de cet axe (action directe) et produit également par l'intermédiaire des effets gyroscopiques une réponse suivant l'axe de lacet (action gyroscopique).

Cette interaction rend le problème d'une stabilisation artificielle plus difficile, car l'action d'une seule gouverne provoque des réponses suivant les deux axes.

Quelles sont alors les conditions d'une stabilisation artificielle ?

D'après la figure 11, on doit détecter les mouvements angulaires autour des axes et les asservir aux braquages des gouvernes. On a donc une chaîne externe détectant le mouvement, et une chaîne interne d'asservissement. Un discriminateur annule les écarts entre les deux chaînes par l'intermédiaire d'un amplificateur agissant sur les vérins, de telle manière que l'asservissement de la gouverne soit assuré à chaque instant.

Principe d'une Stabilisation

Prenons comme exemple la stabilisation autour de l'axe de tangage.

On exige en général que le braquage de la gouverne soit proportionnel à la somme algébrique de certaines valeurs. En principe, cette somme se composera des valeurs détectées de l'axe commandé et de celles de l'axe couplé. La détection de base du mouvement est la position angulaire. On ajoute à cette valeur de base sa dérivée première, la vitesse angulaire, sa dérivée seconde, l'accélération angulaire, ainsi que des valeurs intégrées, comme première intégrale, la vitesse latérale, ou comme deuxième intégrale, le déplacement latéral en première approximation. Mais toutes ces valeurs ne sont pas nécessaires.

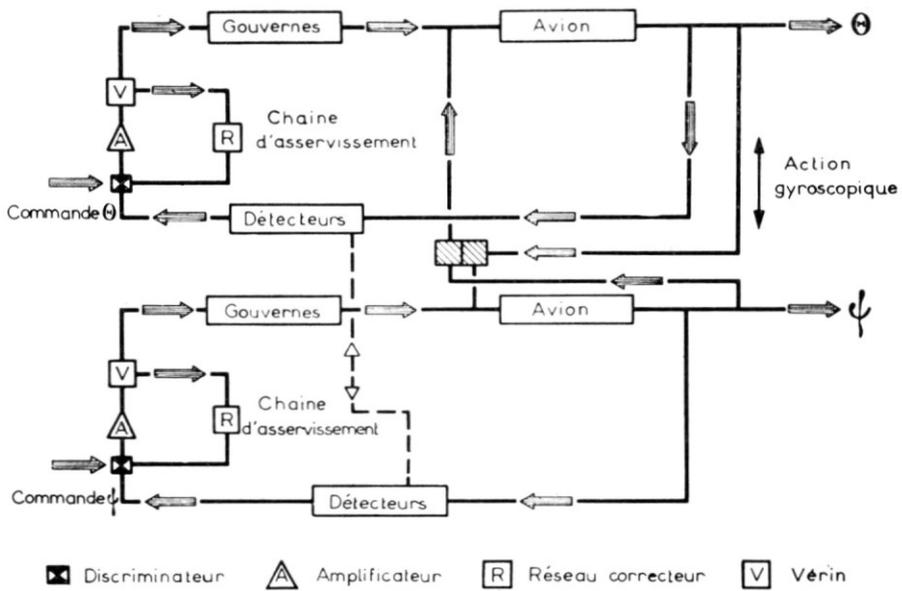


FIG. 11. Schéma synoptique avec stabilisation.

		DÉTECTION DE BASE			
		← DÉRIVÉ		→ INTÉGRÉ	
Valeurs détectées	Accélération angulaire	Vitesse angulaire	Position angulaire	Vitesse latérale	Déplacement latéral
de l'axe commandé (tangage) θ	$\ddot{\theta}$	$\dot{\theta}$	θ	$\int \dot{\theta} dt$	$\int \int \dot{\theta} dt^2$
de l'axe perpendiculaire (lacet) ψ	$\ddot{\psi}$	$\dot{\psi}$	ψ	$\int \dot{\psi} dt$	$\int \int \dot{\psi} dt^2$

FIG. 12. Stabilisation: ex: axe de tangage.

Pour produire une stabilisation pure, la position angulaire et la vitesse angulaire sont nécessaires. Il est avantageux de choisir la première intégrale correspondant environ à la vitesse latérale autour de l'axe de commande. Il est également avantageux de détecter la vitesse angulaire autour de l'axe couplé, car une compensation des effets gyroscopiques serait possible. Dans la figure 12 de cet examen général, les valeurs non nécessaires ou non souhaitables sont rayées. Nous ne discuterons pas la question technologique, à savoir si les valeurs sont directement détectées ou produites artificiellement par dérivation ou intégration.

EXEMPLE DE L'ATAR VOLANT

Les considérations que nous venons d'exposer, nous ont amené à équiper l'Atar Volant d'une stabilisation artificielle.

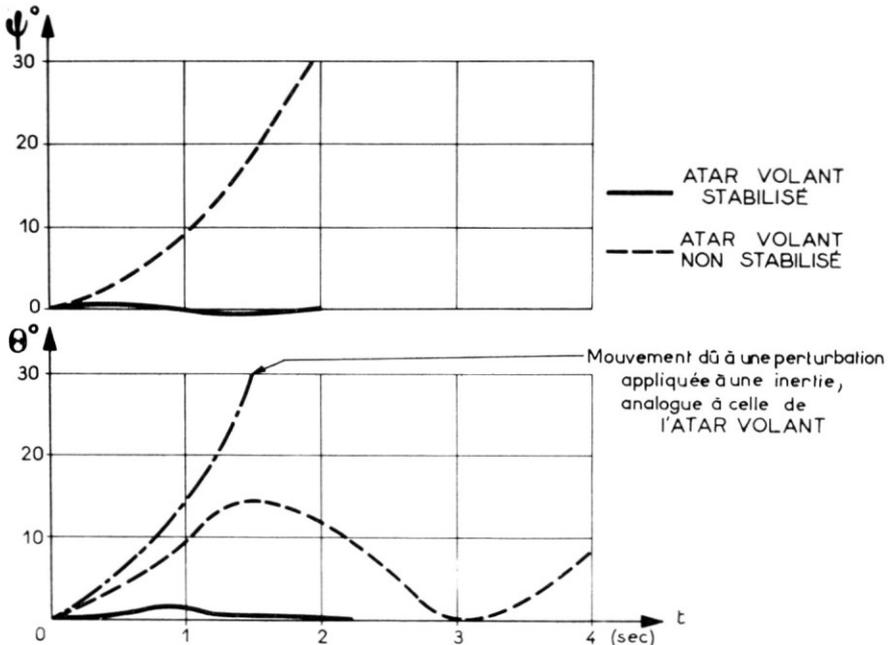


FIG. 13. Réponse de l'Atar Volant à une perturbation.

La figure 13 montre le résultat d'un essai à centre de gravité fixe, au banc gyroscopique, permettant des mouvements angulaires autour des trois axes. Une perturbation suivant l'axe de tangage est provoquée en imprimant un couple constant. Si l'appareil est une inertie pure, le mouvement est représenté en pointillé. Si l'appareil est considéré comme gyroscope, les mouvements résultants en tangage et en lacet sont représentés également sur la figure 13.

Le mouvement de l'appareil stabilisé est représenté par les traits pleins. Il a été vérifié par des mesures. Il en résulte que l'Atar Volant ne

répond pratiquement pas à des perturbations, car les amplitudes maximales dues à cette perturbation importante restent faibles et l'appareil garde pratiquement sa position initiale, malgré la perturbation permanente.

L'appareil répond toujours suivant un mouvement apériodique. Si la perturbation disparaît, ce mouvement se reproduit dans le sens inverse.

Ce comportement est très avantageux pour le pilote, car indépendamment d'une perturbation, l'appareil reste dans sa position commandée et obéit uniquement à cette commande. Malgré cette stabilité si grande, l'appareil doit répondre rapidement aux commandes du pilote.

La figure 14 montre la courbe de réponse mesurée en fonction d'une commande constante donnée par le pilote (commande du type échelon unité).

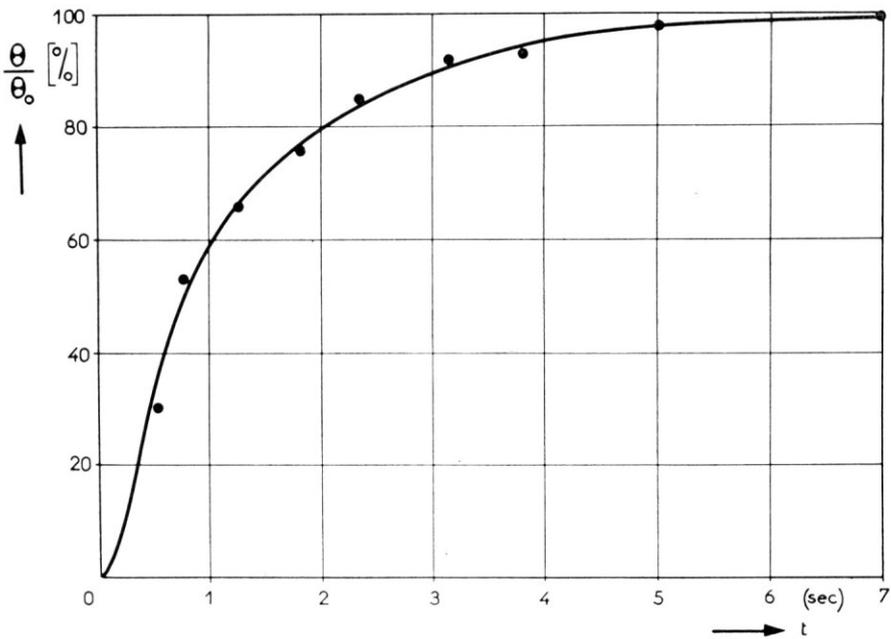


FIG. 14. Réponse de l'Atar Volant à une commande du pilote.

L'appareil répond très vite en atteignant après une seconde déjà 60% de sa valeur commandée pour arriver apériodiquement dans la position désirée. Cet asservissement permet donc des mouvements rapides de la machine commandée uniquement par le pilote, car le mouvement résultant d'une perturbation reste négligeable et n'est pas remarqué par le pilote.

CONCLUSION

Pour arriver à ce résultat remarquable de stabilité et de maniabilité, il est nécessaire de produire des grands moments de gouvernes par jet avec

une constante de temps très faible. Afin d'obtenir une stabilisation avantageuse et économique, les couples d'asservissement actionnant la déviation de jet doivent être petits, parce qu'ils déterminent la puissance des servo-moteurs.

De plus, les moments de gouvernes doivent être produits de telle manière que les pertes de propulsion restent faibles et que l'influence d'un braquage de gouvernes sur la poussée reste négligeable.

La technologie et la technique des dispositifs pour réaliser les lois d'asservissement doivent être choisies en vue d'une solution simple répondant aux conditions de sécurité.

BIBLIOGRAPHIE

- BERTIN, J. et KADOSCH, M., Principes d'application de la striction axiale e directionnelle, *Bull. Soc. franç. Méc.* N° 25, décembre 1957.
- CZERWENKA, G., Statische Festigkeit und Konstruktion von hochfesten Leichtbaurohren, Conférence à Berlin le 22 avril 1958.
- CZERWENKA, G., Recherches théoriques et expérimentales sur la capacité de charge de coques cylindriques minces et courtes, renforcées par des profils circonférentiels minima de faible et moyen écartement et soumises à une pression latérale, Thèse de doctorat présentée à Berlin le 22 avril 1958.
- DESBRUERES, H., La SNECMA et le vol vertical, *Interavia Revue* N° 1, 1955.
- EGGERS, G., Beitrag zum Thema Senkrechtstart (Contribution à la question du décollage vertical), *W.G.L. Jahrbuch* 1954.
- EGGERS, G., l'ATAR VOLANT et son avenir, Congrès Européen de Scheveningue (Hollande) le 25 septembre 1956.
- EGGERS, G., Les travaux exécutés par la SNECMA dans le domaine du décollage à la verticale, Communication à Stockholm (Suède) et à Strasbourg.
- EGGERS, G., Vertikal startende, fliegende Triebwerke, Conférence à Berlin le 22 avril 1958.
- EGGERS, G., Propulseurs volants à décollage et atterrissage vertical, Conférence présentée à l'I.N.S.A., Lyon le 18 avril 1958 et à l'École Supérieure de Guerre Aérienne, Paris le 6 juin 1958.
- EGGERS, G. et LHOSTE, P., Conception nouvelle des avions décollant à la verticale, *Tech. et Sci. aéro.* N° 5, 1955.
- EGGERS, G. et JARDINIER, J., Les installations d'essais mises en oeuvre pour l'ATAR VOLANT, Communication à la 6^e Session de l'AGARD à Bruxelles le 29 août 1956, AGARD Report 59.
- ERNST, G., l'ATAR VOLANT, appareil expérimental de décollage et atterrissage à la verticale, Communication présentée à l'ANORA le 5 février 1957, Armes et Technique de l'Air, N° 1, 1958.
- ERNST, G., Les gouvernes d'avion par déviation du jet d'un réacteur, Conférence ATMA, Session juin 1957.
- ERNST, G., Contribution à la déviation partielle d'un jet, *Docaéro* N° 45, juillet 1957.
- ERNST, G. et QUICK, A. W., Einfluss der Kreiselkräfte einer Strahlurbine bei Senkrechtstart und Landung (Influence des forces gyroscopiques d'un turbo-réacteur lors du décollage et de l'atterrissage à la verticale) *W.G.L. Jahrbuch* 1954.
- ERNST, G. et JARDINIER, J., L'influence des effets gyroscopiques d'un turbo-réacteur sur un avion décollant à la verticale, *Docaéro* N° 48, janvier 1958.

- ERNST, G. et JARDINIER, J., Le pilotage de l'ATAR VOLANT, Publication prévue dans Tech. et Sci. aéro.
- KADOSCH, M., Action d'un jet transversal à un écoulement, *C. R. Acad. Sci., Paris*, t. 241, 19 février 1955.
- KADOSCH, M., Action d'un jet transversal à un écoulement, *Bull. Soc. franç. Méc.*, N° 18.
- KADOSCH, M., Mécanisme de la déviation des jets propulsifs, Thèse de doctorat soutenue à Paris le 5 janvier 1957.
- MARCHAL, R., Données scientifiques fondamentales—Les appareils à envol vertical, *Bull. d'Inf. C.E.S.A.* N° 22, 1955.
- MARCHAL, R. et BERTIN, J., Le déviateur de jet ou inverseur de poussée SNECMA, Conférence prononcée à la Société d'Encouragement pour l'Industrie Nationale le 3 juin 1954.
- MARCHAL, R. et BERTIN, J., Les déviateurs de jet ou inverseurs de poussée, *Docaéro* N° 29, septembre 1954.
- MARCHAL, R., BERTIN, J., KADOSCH, M. et PARIS, F., Mécanisme de la déviation des jets propulsifs, *C. R. Acad. Sci., Paris*, t. 240, p. 1966–1967 du 16 mai 1955.
- OESTRICH, H., La SNECMA et le COLEOPTERE, *Inter Avia* N° 1, 1955.
- OESTRICH, H., EGGERS, G., ERNST, G. et QUICK, A. W., Etude de la SNECMA sur l'intercepteur décollant et atterrissant à la verticale, *Docaéro* N° 33, mai 1955.
- RACINE, M., Les appareils sans effet de voilure au décollage et à l'atterrissage vertical, *Bull. d'Inf. C.E.S.A.*, N° 22, 1955.
- RICHTER, G., Aerodynamik des Ringflügels, *W.G.L. Jahrbuch* 1955.
- RICHTER, G., Les propriétés aérodynamiques de l'aile annulaire, Conférence AFITA du 23 avril 1956.