

L'actualité aéronautique (XVI)

Autor(en): **[s.n.]**

Objektyp: **Article**

Zeitschrift: **Bulletin technique de la Suisse romande**

Band (Jahr): **85 (1959)**

Heft 13

PDF erstellt am: **01.05.2024**

Persistenter Link: <https://doi.org/10.5169/seals-64123>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Inhalten der Zeitschriften. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern.

Die auf der Plattform e-periodica veröffentlichten Dokumente stehen für nicht-kommerzielle Zwecke in Lehre und Forschung sowie für die private Nutzung frei zur Verfügung. Einzelne Dateien oder Ausdrucke aus diesem Angebot können zusammen mit diesen Nutzungsbedingungen und den korrekten Herkunftsbezeichnungen weitergegeben werden.

Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. Die systematische Speicherung von Teilen des elektronischen Angebots auf anderen Servern bedarf ebenfalls des schriftlichen Einverständnisses der Rechteinhaber.

Haftungsausschluss

Alle Angaben erfolgen ohne Gewähr für Vollständigkeit oder Richtigkeit. Es wird keine Haftung übernommen für Schäden durch die Verwendung von Informationen aus diesem Online-Angebot oder durch das Fehlen von Informationen. Dies gilt auch für Inhalte Dritter, die über dieses Angebot zugänglich sind.

à cause de son importance, mais encore à cause des nombreux ancrages qu'elle exige, puisqu'on la réalise par des câbles très courts.

Une autre solution, souvent meilleure, est celle qui consiste à préfabriquer une partie du système porteur, à la mettre en place sur les piles et à compléter l'ouvrage en coulant sur place la dalle du tablier. On supprime ainsi les échafaudages, on a moins de poids à lever que dans le premier cas. La variation de charge imposera une mise en précontrainte spécialement étudiée avec probablement l'emploi de précontrainte provisoire, ce qui en général est aussi nécessaire pour les ponts entièrement préfabriqués.

Une application très intéressante de la précontrainte est le renforcement d'ouvrages existants, de quelque nature qu'ils soient. Vous pouvez, par exemple, élargir des bases de fondation par simple juxtaposition, sans devoir faire de reprises en sous-œuvre, renforcer des

poutres de bâtiment, des ponts, etc. A très peu de frais, j'ai pu permettre le passage de convois de 45 tonnes sur des poutres simples calculées pour le passage d'un camion de 8 tonnes. Une réalisation semblable n'est pas un ouvrage entièrement précontraint, mais un système où la précontrainte renforce suffisamment l'ouvrage en béton armé.

Certains « puristes » estiment que si l'on fait une précontrainte longitudinale, il est séant de faire aussi une précontrainte transversale, pour avoir, disent-ils, un seul et unique matériau dans tout l'ouvrage. C'est inutilement onéreux et arbitraire. Car, le béton armé et le béton précontraint ne sont qu'un seul et même matériau : le béton armé est un cas limite du béton précontraint, celui où la précontrainte est nulle ; le béton précontraint est un cas limite du béton armé, celui où les contraintes d'extension sont nulles, grâce à l'application de charges extérieures judicieusement choisies.

L'ACTUALITÉ AÉRONAUTIQUE (XVI)

Un nouveau planeur français

La maison aéronautique bien connue *Louis Bréguet* dispose d'un département « planeurs » qui s'est déjà signalé à maintes reprises par sa production. Cette maison vient de lancer sur le marché un nouveau planeur de performances, le Bréguet Br. 905 « Fauvette ». Il s'agit d'un appareil très élégant et de construction fort ingénieuse, qui peut être livré actuellement soit sous forme complètement terminée soit en pièces détachées. Le fuselage, qui comprend la cabine et une poutre d'empennage, porte une roue fixe munie de freins et ne pèse que 50 kg. L'aile, dont le profil est laminaire (de la série NACA 63), porte les ailerons (en deux pièces) et des aérofreins ; son poids est d'environ 40 kg. Renonçant au classique empennage cruciforme, la maison Bréguet a adopté un empennage en V.

Malgré sa simplicité remarquable, ce planeur présente d'excellentes performances. Au poids de vol normal (230 kg), le meilleur coefficient de plané (32) est obtenu à la vitesse de 72 km/h, tandis que la plus faible vitesse de chute (0,60 m/s) est réalisée pour une vitesse de vol de 60 km/h.

Des avions sous-marins

Comme l'avion, le sous-marin évolue dans un milieu à trois dimensions. Jusqu'il y a peu de temps encore, le sous-marin était plutôt considéré comme une sorte de « dirigeable de l'eau », une sorte d'hydrostat auquel on aurait communiqué une certaine vitesse de déplacement. En effet, l'équilibrage du sous-marin est surtout assuré de manière statique. Une nouvelle évolution se dessine actuellement dans la construction des sous-marins, auxquels l'industrie aéronautique commence de prêter attention et intérêt.

L'*Electric Boat Division* de la *General Dynamics*, vaste groupe auquel appartient la maison aéronautique bien connue *Convair*, étudie aujourd'hui un sous-marin atomique destiné à la chasse aux sous-marins. Comme ce nouvel appareil se déplacera beaucoup plus rapidement dans l'eau que les sous-marins classiques, il sera équipé de surfaces stabilisatrices et de commandes semblables à celles que l'on ren-

contre sur les avions. Dans ces conditions, il ne semble pas exagéré de parler véritablement d'*avion sous-marin*.

La *propulsion* sera assurée par une hélice fortement apparentée à l'hélice aérienne, et on envisage déjà une propulsion par réaction. Certains *problèmes statiques* posés par les pressions extérieures que doit supporter le sous-marin ressemblent à ceux que rencontrent les constructeurs de fuselages pressurisés. Tout laisse penser aussi que la technique de chauffage, de ventilation et plus généralement de *climatisation* à bord du sous-marin bénéficiera de la large expérience de l'industrie aéronautique. On trouvera également une ressemblance quant aux *appareils de navigation*, basés sur les gyro-compas.

On accorde beaucoup de chances de réussite à l'avion sous-marin, qui évoluera rapidement et beaucoup plus calmement que les navires de surface et qui pourra emprunter vraisemblablement la « route sous-polaire ».

Un turboréacteur miniature

La maison américaine *Fairchild*, qui se spécialise depuis une dizaine d'années dans la production de turboréacteurs légers, vient de réaliser un nouveau type de la catégorie des turboréacteurs développant 1000 livres de poussée ; il s'agit du modèle J44.

Alors qu'aujourd'hui on s'efforce de mettre au point des turboréacteurs toujours plus puissants (poussée de 4760 kp pour les turboréacteurs équipant le « Comet 4 » et de 7000 kp pour ceux du « DC-8 »), on peut se demander si la réalisation de petits turboréacteurs se justifie encore. Il ne faudrait pas oublier, à ce propos, que les petites et moyennes poussées sont demandées par l'aviation sportive et de tourisme, par exemple, et aussi par l'armée, qui en équipe des engins dits consommables. On assiste donc à un développement parallèle de deux catégories de petits turboréacteurs :

- ceux destinés à l'aviation sportive et de tourisme, desquels on exige une longue durée, une faible consommation et un entretien réduit ;
- ceux prévus pour certains engins, pour lesquels la durée est sacrifiée au bénéfice d'une importante réduction de poids et d'une très grande simplicité.

Le turboréacteur « Fairchild J44 » appartient à cette seconde catégorie. C'est un turboréacteur à *compresseur radial* à un seul étage (taux de compression de 3,8 : 1) en alliage d'aluminium et de magnésium ; il est pourvu d'une *chambre de combustion annulaire*, en acier inoxydable, et d'une *turbine à un étage* comprenant 46 aubes forgées et soudées. La température des gaz à l'entrée de la turbine est limitée à 815°C.

Dimensions générales :

Diamètre hors-tout	560 mm
Longueur	2250 mm
Maître-couple	0,252 m ²
Poids à sec	152 kg
Poids équipé	178 kg
Poussée maximum au point fixe	450 kp
Rapport poids/poussée	0,395 kg/kp
Consommation spécifique à plein régime	1,05 kg/kph

Ce turboréacteur léger offre donc les avantages de légèreté, de sécurité de fonctionnement et de prix de revient très bas. Toutefois, sa consommation spécifique élevée (30 % supérieure environ à celle d'un turboréacteur à compresseur axial de poussée moyenne) semble devoir le condamner à plus ou moins brève échéance au profit d'un turboréacteur à compresseur axial.

Avions commerciaux volant à Mach 3 ou 5

Lors de la 27^e rencontre annuelle de l'Institut américain des sciences aéronautiques, M. R. C. Sebold, vice-président technique de la maison Convair, a déclaré qu'on pourrait entreprendre dès maintenant la fabrication d'un avion commercial volant à Mach 2, avion qui pourrait être mis en service à partir de 1965. Une telle fabrication n'apparaît toutefois pas judicieuse, selon M. Sebold, car on entend, de différents milieux de l'aéronautique civile, qu'on serait à même d'introduire sur les lignes aériennes à long parcours des avions commerciaux capables de se déplacer à des nombres de Mach compris entre 3 et 5.

Cette déclaration, reprise et commentée par de nombreuses revues spécialisées, met une fois de plus en évidence le souci des constructeurs d'avions américains d'adopter la solution la plus rentable à longue échéance, celle qui consiste à « créer le vide » pendant une longue période, suffisamment longue pour permettre un amortissement intéressant de tous les investissements nécessités par la mise au point d'un appareil nouveau. Actuellement, les Américains fabriquent des avions commerciaux volant à 1000 km/h environ (Douglas DC-8, Boeing 707, Convair 880, etc.). S'il s'avère que des avions volant à Mach 3 ou 5 pourraient être mis en service dès 1970 environ, les constructeurs américains préféreront certainement améliorer le matériel existant et mettre au point celui de 1970, en évitant la phase intermédiaire d'avions volant à Mach 2, avec l'assurance que le matériel de 1970 « tiendra » une période de dix ou même de quinze ans — certains parlent même de vingt ans. En conclusion : pas de développements américains en vue pour des avions commerciaux volant à Mach 2, mais, par contre, efforts considérables pour la réalisation, dès 1970, d'avions commerciaux assurés d'une durée d'au moins dix à quinze ans.

La maison Convair étudie très sérieusement la réalisation d'avions commerciaux pour Mach 3 ou 5. A l'aide de calculatrices électroniques, cette maison a sondé toutes les possibilités offertes, en agissant sur plus de 100 000 paramètres, et en consacrant plus de 10 000 heures d'essais en soufflerie. L'allure générale d'un tel avion rappellera probablement celle des avions militaires actuels les plus rapides. L'altitude de croisière sera d'au moins 20 000 mètres ; il est déjà prévu une altitude minimum de 10 000 à 11 000 mètres, dite « altitude de civilisation », au-dessous de laquelle tout vol supersonique d'avions commerciaux survolant des territoires habités sera interdit, ceci afin de ne pas « assourdir » les populations.

D'importants problèmes de construction, d'aménagement et de statique apparaîtront. En effet, l'échauffement cinétique conduira à des températures de surface assez élevées, d'où nécessité d'assurer une réfrigération convenable de la cabine (probablement par circulation d'eau) ; de plus, le fuselage sera soumis à d'importants efforts ensuite de la forte pressurisation qu'exige une telle altitude de croisière ; ces efforts, associés aux effets thermiques, rendront ardue la construction du fuselage et auront vraisemblablement pour conséquence la suppression des hublots, la « vue » étant assurée par des caméras de télévision.

On pense qu'un tel avion présenterait une envergure comprise entre 20 et 35 mètres, une longueur de 50 à 70

mètres et une hauteur de 10 à 15 mètres. Son poids au décollage serait compris entre 200 et 300 tonnes, et il emporterait 160 passagers à une vitesse supérieure à 3000 km/h, sur une distance de 6000 à 6500 km.

La maison Douglas, qui s'intéresse également à un tel projet, en évalue les frais de développement à environ 1 milliard de dollars et estime que 15 millions d'heures d'ingénieurs et de techniciens seront nécessaires. A titre comparatif, cette maison rappelle qu'il avait fallu 740 000 heures d'études pour le « DC-6 » et 6 600 000 heures pour le « DC-8 », alors que les frais de développements de cette dernière machine se situent à environ 300 millions de dollars.

Le « Griffon », remarquable prototype français

Le statoréacteur — ou tuyère thermopropulsive — offre de nombreux avantages pour le vol très rapide, mais présente l'inconvénient de ne délivrer aucune poussée au point fixe ; de plus, aux faibles vitesses, son rendement accuse des valeurs très basses. Certains aspects du statoréacteur ont déjà été évoqués dans ces colonnes (Actualité aéronautique XI, *Bulletin technique* n° 22/1958 et Actualité aéronautique XIII, *Bulletin technique* n° 4/1959).

Afin d'utiliser au mieux le statoréacteur, il faut donc disposer :

- d'un propulseur auxiliaire ;
- d'un aérodyne (avion ou engin) capable de voler à de très grandes vitesses (nombre de Mach supérieur à 2).

Le propulseur auxiliaire peut se présenter sous la forme d'un turboréacteur (solution envisagée pour les avions) ou d'un moteur-fusée à poudre (solution retenue plutôt pour les engins). Il a pour fonction d'assurer le décollage et de couvrir la phase de vol de transition entre le décollage et l'instant où la vitesse de vol est suffisamment élevée pour que la poussée développée par le statoréacteur convenablement dimensionné devienne supérieure à la traînée aérodynamique.

Des nombreuses tentatives de marier le statoréacteur au turboréacteur, la dernière en date présente un très grand intérêt. Il s'agit, en l'occurrence, du prototype français « Griffon », mis au point par la S.N.C.A.N. (Société nationale de constructions aéronautiques du Nord). Cette société a entrepris des recherches fondamentales sur la propulsion par statoréacteur ainsi que des études de base sur l'aile en delta. Tous ces travaux ont conduit successivement aux réalisations suivantes :

— En 1953, vols d'essais à l'aide d'un planeur en delta « Arsenal 1301 » largué d'une altitude d'environ 6500 m à partir d'un « Languedoc ».

— En 1954, essais en vol d'un avion en delta, le « Gerfaut I » ; l'aile en delta accusait une flèche de 60° et présentait une épaisseur relative de 5 % ; équipé de servo-commandes irréversibles Jacottet-Leduc et d'un turboréacteur Atar — de la maison SNECMA — d'une poussée de 2800 kp, le « Gerfaut I » atteignit, le 3 août 1954, Mach 1 en palier ; c'était le premier avion européen à accomplir semblable exploit ; il fut d'ailleurs suivi à quelques jours d'intervalle seulement par son rival anglais « P-1 ».

— En 1956, le « Gerfaut II » venait remplacer le « Gerfaut I » et accomplissait, en février 1957, d'étonnantes performances, constituant d'ailleurs, à cette époque, un record international de vol ascensionnel (altitude de 12 000 m atteinte en 2 minutes et 17,4 secondes). En piqué, ce prototype atteignit Mach 1,5.

Forte de ses expériences en matière d'avion rapide en delta, la S.N.C.A.N. conçut alors un nouveau prototype, pourvu pratiquement de la même aile, mais dont le fuselage était considérablement modifié, pour permettre le logement d'un statoréacteur ; c'était le

« Griffon I », équipé d'un turboréacteur Atar F à post-combustion, d'une poussée de 3000 kp. Les vols d'essais réalisés à l'aide de cet appareil (entrepris dès la fin de 1957) permirent la mise au point minutieuse de l'entrée d'air du statoréacteur.

Pour les essais systématiques du statoréacteur lui-même, la société eut d'abord recours au « Junkers 88 », avion allemand de la dernière guerre mondiale, sous l'aile duquel furent montées les nacelles abritant les statoréacteurs à expérimenter (altitude de 9800 m et Mach 0,65). De semblables essais furent poursuivis à l'aide du Gloster « Meteor NF-11 » (altitude de 12 000 m et Mach 0,75). A cette occasion, des vols de nuit furent organisés, qui provoquèrent d'ailleurs une certaine panique parmi les habitants de la région d'Istres, qui prirent la longue flamme s'échappant de la tuyère du statoréacteur pour une « soucoupe volante » !

Le « Griffon II », qui représente la version « statoréacteur », a déjà subi de nombreux essais en vol.

Le turboréacteur est monté dans le fuselage, et son alimentation en air s'effectue directement à partir du diffuseur d'entrée ; autour du turboréacteur est dessinée une entrée d'air annulaire pour le statoréacteur. Dans ces conditions, les deux propulseurs ont une prise d'air commune. Autour du statoréacteur, dans l'espace aménagé entre l'écran de protection du statoréacteur et les tôles de revêtement du fuselage sont logés des réservoirs à carburant. Des essais systématiques ont été effectués pour mettre en évidence les interférences éventuelles entre le statoréacteur et le turboréacteur ; ces essais ont montré que le fonctionnement du turboréacteur n'était aucunement influencé par celui du statoréacteur ; il semble même que tout se passe comme si le turboréacteur ignorait délibérément la présence du statoréacteur. En gros, on peut dire que le débit-volume d'air consommé par le turboréacteur ne varie que très peu avec l'altitude ou la vitesse de vol (le turboréacteur se comportant en quelque sorte comme une machine volumétrique) ; plus l'avion se déplace rapidement et plus la colonne d'air aspirée par le turboréacteur devient mince ; comme la prise d'air est commune aux deux propulseurs, on constate ainsi que plus l'avion se déplace rapidement et plus la colonne d'air alimentant le statoréacteur devient importante. De cette manière, les colonnes d'air se compensent automatiquement au fur et à mesure que croît la vitesse de vol. Il faut toutefois préciser les points suivants :

- l'entrée d'air présente une section réglable mécaniquement ;
- l'écoulement dans le diffuseur est entièrement subsonique, jusqu'au moment où, pour des nombres de Mach de vol élevés, l'onde de choc pénètre à l'intérieur du diffuseur ;
- le réglage de la section de l'entrée d'air est déterminé par les conditions de fonctionnement du statoréacteur ;

— la perte de charge dans le statoréacteur varie selon le régime de fonctionnement établi (à noter que la perte de charge est plus grande lorsque le statoréacteur est « éteint » que lorsqu'il est « allumé »).

Le tableau suivant indique la variation de la poussée (T) et de la consommation spécifique (c_s) du turboréacteur seul, du turboréacteur avec post-combustion et de la combinaison turboréacteur-statoréacteur, en fonction du nombre de Mach de vol (Ma), pour une altitude de 12 000 m :

Ma	Turboréacteur seul		Turboréacteur avec post-combustion *		Turboréacteur + statoréacteur	
	T (kp)	c_s (kg/kph)	T (kp)	c_s (kg/kph)	T (kp)	c_s (kg/kph)
1,0	1200	1,30	1800	2,05	2250	2,80
1,5	1550	1,40	2500	2,20	4900	2,30
2,0	1200	1,70	2750	2,35	7000	2,50

* Post-combustion à 30 % au point fixe.

Ces valeurs se rapportent approximativement au « Griffon II ».

On constate, par exemple, que de Mach 1 à Mach 2, la poussée du turboréacteur seul présente les mêmes valeurs ; que pour le turboréacteur avec post-combustion, la poussée s'est accrue de 50 % environ, tandis que pour la combinaison turboréacteur + statoréacteur, la poussée a augmenté de plus de 200 %. La consommation spécifique du turboréacteur seul a augmenté de 30 % environ, tandis que celle de la combinaison a diminué de 10 % environ. A Mach 2 et à l'altitude de 12 000 m, la combinaison turboréacteur + statoréacteur consomme 17 500 kg de carburant à l'heure !

Les vols d'essai ont en outre clairement fait apparaître que le pilotage d'un avion équipé d'un statoréacteur « allumé » réclamait plus d'attention de la part du pilote que le pilotage d'un avion pourvu d'un turboréacteur. Pour l'avion équipé d'un turboréacteur, par exemple, la poussée ne croît que très faiblement avec la vitesse de vol, tandis que la traînée aérodynamique augmente de manière très marquée, si bien que l'avion tend relativement lentement vers sa vitesse maximum en palier (équilibre entre la poussée et la traînée). Par contre, pour l'avion muni d'un statoréacteur, l'accroissement de la poussée est considérable en fonction de la vitesse de vol, si bien que l'accélération à laquelle est soumis l'avion est assez intense et elle ne tend pas à diminuer rapidement ; dans ces conditions, il n'est pas exclu que, dans un moment d'inattention, le pilote laisse « partir » l'avion et ne s'aperçoive pas d'un dépassement du nombre de Mach critique. On dit alors que l'avion à statoréacteur est « aspiré » par l'air.

DIVERS

Association suisse pour l'Automatique (ASSPA)

Le mercredi 20 mai 1959 s'est tenue à Lausanne, dans les locaux de l'Ecole polytechnique de l'Université de Lausanne (EPUL), la 5^e Journée d'information de l'Association suisse pour l'Automatique consacrée au thème Processus aléatoire et réglage automatique. Malgré le caractère ardu de ce sujet, cette journée connut un grand succès et ses travaux furent suivis par une centaine de participants.

Dans son introduction, le professeur E. GERECKE, de l'E.P.F., qui présidait cette journée, montra que le problème de la détermination des conditions de stabilité d'un réglage automatique est remplacé aujourd'hui toujours plus, dans les préoccupations des servo-mécaniciens, par l'étude de la *précision* du réglage, c'est-à-dire par la détermination de la tenue de la grandeur réglée face aux perturbations de caractère aléatoire qui agissent sur le système de réglage.

Le professeur CH. BLANC, de l'EPUL, traita le sujet *Les fonctions aléatoires et l'estimation de leur spectre*. Il exposa comment, à partir d'un échantillon d'une fonction aléatoire, procéder à l'estimation du spectre correspondant et montra qu'en augmentant la finesse de cette estimation (c'est-à-dire sa sélectivité quant au spectre), on augmente du même coup la dispersion statistique.

MM. L. PUN, de l'Institut Battelle, et M. CUÉNOT, de la Société générale pour l'Industrie à Genève, donnèrent les principes de *l'analyse harmonique et de l'analyse impulsionnelle des grandeurs aléatoires dans les réglages automatiques*.

Une grandeur caractéristique de la précision d'un réglage automatique est l'écart moyen quadratique de la grandeur réglée. Cet écart-type peut se calculer par l'intégrale du produit de la densité spectrale caractéristique de la perturbation par celle de la réponse harmonique du système. Il peut également se calculer par l'intégrale du produit des fonctions d'auto-corrélation correspondantes. Cette détermination sert de base à la