

**Zeitschrift:** Bulletin technique de la Suisse romande  
**Band:** 85 (1959)  
**Heft:** 4

**Artikel:** L'actualité aéronautique (XIII)  
**Autor:** [s.n.]  
**DOI:** <https://doi.org/10.5169/seals-64108>

#### Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften auf E-Periodica. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. Das Veröffentlichen von Bildern in Print- und Online-Publikationen sowie auf Social Media-Kanälen oder Webseiten ist nur mit vorheriger Genehmigung der Rechteinhaber erlaubt. [Mehr erfahren](#)

#### Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. La reproduction d'images dans des publications imprimées ou en ligne ainsi que sur des canaux de médias sociaux ou des sites web n'est autorisée qu'avec l'accord préalable des détenteurs des droits. [En savoir plus](#)

#### Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. Publishing images in print and online publications, as well as on social media channels or websites, is only permitted with the prior consent of the rights holders. [Find out more](#)

**Download PDF:** 26.01.2026

**ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>**

puissance totale installée est de 50 000 kW, donc relativement modeste, mais bien entendu, pour une chute aussi basse, elle conduit à la réalisation de turbines qui comptent parmi les plus grandes qui aient été exécutées en Europe. La vitesse de rotation du groupe est de 53,6 t/min, d'où il résulte que le nombre de tours spécifique varie de 1150 à 560.

La figure 14 montre la coupe axiale d'un des deux groupes comportant une turbine de construction Riva. L'alternateur est du type parasol, avec un palier du type à cuvette tournante. Au-dessus de l'accouplement, entre l'arbre de l'alternateur et celui de la turbine, se trouve le dispositif d'introduction d'huile, du type à manchon flottant, pour le servomoteur de commande des pales de la roue. En dessous de l'accouplement précité se trouve le pivot du groupe, monté sur le fond central de la turbine, pivot qui transmet les charges tournantes au fond annulaire supérieur du distributeur et, de là, aux entretoises fixes précédant ce dernier.

Le fond central, dont le diamètre extérieur mesure 9 m, est exécuté en tôle soudée, d'où il résulte une grosse économie de poids. Cette construction est d'ailleurs de plus en plus adoptée pour de grandes exécutions. Plus bas, dans le prolongement du fond central, se trouve un second palier à cuvette tournante et, juste en dessous, le servomoteur de commande des pales motrices, suivi de la roue proprement dite, dont le diamètre extérieur est de 7600 mm. Remarquons que la hauteur totale du groupe aurait pu être encore sensiblement réduite si, pour parer aux dangers d'une inondation, le maître de l'œuvre n'avait pas prescrit que l'alternateur devait être au-dessus du niveau maximum des crues. On remarquera simplement, en passant, que le palier à cuvette tournante paraît supplanter le palier du type à barbotage, qui était encore très à la mode il y a quelques années, mais qui présentait malgré tout un inconvénient majeur, à savoir qu'il exigeait un renflement correspondant de l'arbre-moteur, qui ren-

cherissait sensiblement le prix de cet élément de la machine.

Passant à des considérations générales, disons encore que certains constructeurs commandent le cercle de vannage du distributeur au moyen de servomoteurs toriques placés à l'intérieur de ce cercle, sur le fond central, ce qui crée un système de forces intérieures lors d'une manœuvre, alors que la solution avec servomoteurs montés sur la maçonnerie voisine de la turbine a pour effet d'exercer des efforts supplémentaires sur le béton et d'exiger parfois la pose d'armatures et de scellements spéciaux.

## V. Conclusions

Peut-on conclure au sujet d'une technique qui évolue et progresse chaque jour ?

On ne peut, à la rigueur et comme nous le disions au début de cet exposé, que dégager les tendances actuelles qui se manifestent dans la construction des turbines hydrauliques en général. Nous avons constaté une rationalisation des formes hydrauliques, une amélioration des conditions d'écoulement, une simplification des procédés de fabrication qui n'exclut cependant pas des perfectionnements constructifs des plus pratiques, enfin et surtout la recherche de solutions aussi économiques que possible, sans que ce soit au préjudice de la qualité et de la sécurité d'exploitation des équipements. Ces solutions sont aussi celles qui ont une répercussion avantageuse sur l'importance des travaux de génie civil.

A cet égard, plus d'un résultat heureux est dû à une collaboration étroite et intelligente entre les ingénieurs hydrauliciens, électriques et du génie civil qui se sont trouvés concourir ensemble à l'élaboration du projet et de la construction d'une centrale hydro-électrique et qui ont su associer le meilleur de leurs idées et de leurs possibilités pour mener à chef l'œuvre commune.

## L'ACTUALITÉ AÉRONAUTIQUE (XIII)

### L'avenir du statoréacteur<sup>1</sup>

Avec les vitesses de vol toujours plus élevées, le statoréacteur — ou tuyère thermopropulsive — reprend toute son importance, et de nombreuses applications sont envisagées et partiellement déjà réalisées.

Le principe de fonctionnement du statoréacteur est simple : en effet, le statoréacteur se présente sous la forme d'une tuyère cylindrique munie à l'avant d'un diffuseur (récupération de la pression) et à l'arrière d'un *convergent* (réduction de la vitesse dans la partie cylindrique). La combustion, qui s'effectue dans la partie cylindrique, est assurée par l'aménée sous pression de carburant, par l'intermédiaire d'une ou de plusieurs *rampes d'injection*. La compression indispensable au cycle thermodynamique est réalisée grâce au ralentissement de l'écoulement dans le diffuseur. Il n'y a donc aucune pièce mobile.

La compression obtenue dans le diffuseur peut être évaluée à l'aide de la relation suivante, valable pour un écoulement sans chocs (compression isentropique) :

$$p_2/p_o = \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} Ma_o^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

<sup>1</sup> Statoréacteur : en anglais : *ramjet* ; en allemand : *Staustrahltriebwerk*, ou aussi : *Lorin-Antrieb* (du nom de l'inventeur français).

où  $P_2$  = pression à la fin du diffuseur ;  
 $p_o$  = pression ambiante (pression atmosphérique) ;  
 $Ma_o$  = nombre de Mach de vol ;  
 $\kappa$  = exposant adiabatique (pour l'air et les gaz diatomiques :  $\kappa = 1,4$ ).

Pour l'air, cette relation s'écrit donc :

$$p_2/p_o = (1 + 0,2 Ma_o^2)^{3,5}$$

Par exemple :

|           |     |       |       |       |       |      |       |     |     |
|-----------|-----|-------|-------|-------|-------|------|-------|-----|-----|
| $Ma_o$    | 0,0 | 0,5   | 0,8   | 1,0   | 1,5   | 2,0  | 3,0   | 4,0 | 5,0 |
| $p_2/p_o$ | 1,0 | 1,186 | 1,525 | 1,892 | 3,675 | 7,82 | 36,75 | 152 | 530 |

Il s'agit ici de valeurs théoriques. En fait, il y a formation de chocs d'entrée (pour  $Ma_o > 1$ ) qui limitent fortement cette compression, au fur et à mesure de l'accroissement du nombre de Mach de vol.

*Poussée* : Au point fixe, le statoréacteur ne peut délivrer aucune poussée, en raison même de l'absence de compression. Par contre, la poussée augmente considérablement en fonction du nombre de Mach de vol. Dès que la valeur de ce dernier dépasse 2, on peut admettre que l'emploi du statoréac-

teur se justifie pleinement. Le rapport poids/poussée devient très favorable, ainsi que l'indique le tableau suivant :

| $Ma_o$  | 1  | 1,5 | 2   | 3    | 4    |
|---------|----|-----|-----|------|------|
| 1500° K | 10 | 2   | 0,7 | 0,25 | 0,22 |
| 2200° K | 3  | 1   | 0,5 | 0,15 | 0,10 |

(valeurs approximatives du rapport *poids/poussée* en fonction du nombre de Mach de vol  $Ma_o$  et pour deux températures de fonctionnement : 1500° K et 2200° K).

*Consommation* : La consommation spécifique (donnée généralement en kg/kph : kilogramme de carburant par kilogramme de poussée et par heure de fonctionnement) du statoréacteur s'améliore grandement avec le nombre de Mach de vol, ainsi qu'en témoigne le tableau ci-dessous, où l'on a fait également figurer, à titre indicatif, les valeurs correspondantes du turboréacteur :

| $Ma_o$        | 1,5 | 2    | 2,5  | 3    | 4    |
|---------------|-----|------|------|------|------|
| Statoréacteur | 2,2 | 1,6  | 1,45 | 1,45 | 1,55 |
| Turboréacteur | 1,3 | 1,35 | 1,45 | 1,65 | 2,30 |

(Valeurs approximatives de la *consommation spécifique* — en kg/kph — en fonction du nombre de Mach de vol  $Ma_o$ , pour le statoréacteur et pour le turboréacteur.)

*Remarques* : M. R. R. Jamison, ingénieur en chef adjoint de l'usine Bristol (Angleterre), a exposé<sup>1</sup> récemment quelques idées générales sur l'emploi du statoréacteur. La maison Bristol s'est en effet spécialisée dans la mise au point de statoréacteurs. M. Jamison préconise la combinaison « statoturbo » (un turboréacteur utilisé comme corps central d'un statoréacteur — solution utilisée par exemple par Leduc ou par Nord Aviation en France). Le turboréacteur central a pour but d'assurer la poussée au point fixe (décollage) ainsi que l'accélération jusqu'à la vitesse à partir de laquelle l'emploi du statoréacteur devient judicieux. Un tel arrangement est dit « en parallèle », l'expression « en série » étant utilisée lorsque le turboréacteur est pourvu d'un dispositif de rechauffe — ou post-combustion — le four de rechauffe constituant en quelque sorte un statoréacteur.

M. Jamison s'est livré à d'intéressantes comparaisons ; par exemple, pour un avion ayant une autonomie de vol de 5560 km, à Mach 3, la répartition relative des différents poids est approximativement la suivante :

|                       | Combinaison en parallèle « statoturbo » | Turboréacteur | Combinaison en série (rechauffe) « turbo-stato » |
|-----------------------|---|---------------|--|
| Poids en vol (%)      | 100                                     | 100           | 100  |
| Charge utile (%)      | 13                                      | 9             | 6  |
| Carburant (%)         | 44                                      | 42            | 47   |
| Poids des moteurs (%) | 11                                      | 17            | 15   |
| Cellule (%)           | 32                                      | 32            | 32   |

### Comparaison turboréacteur-turbohélice

Sur le marché des avions commerciaux, on trouve actuellement un certain nombre d'appareils équipés de *turbohélices* (Vickers « Viscount », Vickers « Vanguard », Bristol « Britannia », Lockheed « Electra », Fokker « Friendship », Tupolew « Tu-114 ») et un certain nombre d'avions pourvus de *turboréacteurs* (Boeing « 707 », Douglas « DC-8 », De Havilland « Comet 4 », Sud Aviation « Caravelle », Convair « 880 », Tupolew « Tu-104 »), utilisés soit comme moyens-courriers (continentaux) soit comme longs-courriers (intercontinentaux).

Lorsqu'une compagnie aérienne doit fixer son choix sur l'un ou l'autre de ces types d'avions, elle doit naturellement en étudier systématiquement les avantages et les inconvénients respectifs.

<sup>1</sup> Voir article de R. R. JAMISON paru dans la revue allemande *Luftfahrttechnik*, numéro d'octobre 1958.

Dans une précédente chronique<sup>1</sup>, nous avions établi une comparaison sommaire entre les avions à moteurs à pistons et les avions à turbohélices. Nous nous proposons de mettre maintenant en évidence quelques éléments de comparaison entre les avions à turbohélices et les avions à turboréacteurs, en nous référant à un article de F. H. Robertson<sup>2</sup>.

*1. Différences de principe* : Dans les deux cas (*turbohélices* et *turboréacteurs*), il s'agit d'un ensemble turbine à gaz - compresseur. Pour le *turboréacteur*, le solde de la chute enthalpique après passage à travers la turbine à gaz, est transformé en vitesse (poussée), tandis que pour la *turbohélice*, la chute enthalpique est prise entièrement par la turbine à gaz, qui transmet l'excédent de puissance à l'hélice (par l'intermédiaire de l'arbre et d'un réducteur).

*2. Caractéristiques des groupes propulseurs* : Pour l'établissement des performances de la turbohélice (domaine du nombre de Mach de vol de 0,6 à 0,9), le rendement d'hélice  $\eta$  a été pris égal aux valeurs suivantes :

| $Ma_o$ | 0,6<br>η (%) | 0,7<br>83 | 0,8<br>79 | 0,9<br>74 |
|--------|--------------|-----------|-----------|-----------|
|        |              |           |           |           |

Pour la comparaison, les deux groupes propulseurs suivants ont été retenus :

#### Turbohélice :

Bristol « Orion 2 », poids d'installation : 2610 kg.

#### Turboréacteur :

Bristol « Olympus 531/2 », poids d'installation : 2880 kg.

Les deux tableaux de performances ci-dessous ont été établis pour une altitude de vol de 9150 m (30 000 pieds).

#### I. Turbohélice Bristol « Orion 2 »

*Poussée totale* (poussée résiduelle + poussée due à l'hélice), *consommation*, *consommation spécifique* et *rapport poids/poussée* en fonction du *nombre de Mach de vol*  $Ma_o$  :

| $Ma_o$ | Poussée totale (résiduelle + hélice)<br>(kg) | Consommation<br>(kg/h) | Consommation spécifique<br>(kg/kph) | Rapport poids/poussée |
|--------|--|------------------------|-------------------------------------|-----------------------|
| 0,6    | 1670   | 840                    | 0,504                               | 1,57                  |
| 0,7    | 1460   | 853                    | 0,583                               | 1,79                  |
| 0,8    | 1205   | 835                    | 0,693                               | 2,17                  |
| 0,9    | 960  | 817                    | 0,851                               | 2,72                  |

#### II. Turboréacteur Bristol « Olympus 531/2 »

*Poussée*, *consommation*, *consommation spécifique* et *rapport poids/poussée* en fonction du *nombre de Mach de vol*  $Ma_o$ .

| $Ma_o$ | Poussée<br>(kp) | Consommation<br>(kg/h) | Consommation spécifique<br>(kg/kph) | Rapport poids/poussée |
|--------|-----------------|------------------------|-------------------------------------|-----------------------|
| 0,6    | 2700            | 2380                   | 0,880                               | 1,07                  |
| 0,7    | 2780            | 2530                   | 0,910                               | 1,04                  |
| 0,8    | 2870            | 2690                   | 0,942                               | 1,00                  |
| 0,9    | 2970            | 2900                   | 0,980                               | 0,97                  |

*3. Remarques* : Afin de mieux mettre en évidence certains avantages et certains inconvénients des deux systèmes de propulsion, la maison Short a effectué des calculs relatifs à deux projets d'avions commerciaux. Ces deux études parallèles ont conduit à des résultats fort intéressants. En effet, ces calculs sont basés sur une certaine charge marchande à transporter sur une certaine distance, et établissent le poids total au décollage, le coût du siège kilométrique et la course au décollage. Les résultats peuvent être consignés sous forme

<sup>1</sup> Voir *Bulletin technique* n° 10, 1958, *Actualité aéronautique VII* (La rentabilité du remplacement des moteurs à pistons par des turbo-propulseurs).

<sup>2</sup> F. H. ROBERTSON : « Turboprop versus Turbojet ». *Shorts Quarterly Review*, décembre 1958.

de diagrammes, l'un étant valable pour l'avion équipé de quatre turbohélices Bristol « Orion 2 » et l'autre pour l'avion pourvu de quatre turboréacteurs Bristol « Olympus 531/2 ». De ces résultats, on peut tirer les indications générales suivantes, ainsi qu'un tableau approximatif établi pour les conditions optima :

— La phase préliminaire des études montre que les conditions optimales de croisière de deux avions offrant la même charge payante pour le même parcours (Londres-New York) peuvent se résumer comme suit :

|                             | 4 turbohélices<br>Bristol<br>« Orion 2 » | 4 turboréacteurs<br>Bristol<br>« Olympus<br>531/2 » |
|-----------------------------|--|---|
| Altitude de croisière (m)   | 11 000                                   | 12 200  |
| Vitesse de croisière (km/h) | 660-760                                  | 830-930   |

— L'incidence du choix du système de propulsion sur la conception de la cellule est marquée par les points suivants :

1. L'avion à turboréacteurs doit être conçu pour une haute vitesse subsonique, afin que soit réduite autant que possible la consommation de carburant.
2. Ceci requiert une cellule plus lourde et plus coûteuse, alors que, par rapport à la poussée délivrée, le groupe turboréacteur est plus léger que le groupe turbohélice.
3. L'avion à turboréacteurs aura une *finesse aérodynamique* (rapport portance/trainée) plus faible. Etant donné d'autre part la consommation de carburant plus importante, on remarque que l'avion à turboréacteurs présentera un poids au décollage supérieur à celui de l'avion à turbohélices (pour la même charge marchande).

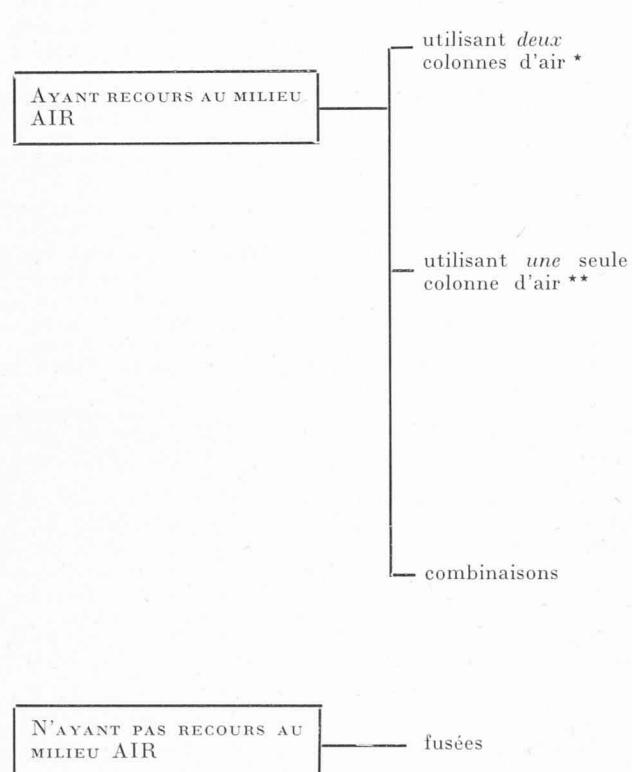
4. Le seul facteur à l'avantage du turboréacteur, du seul point de vue de la rentabilité de transport, réside dans la vitesse de croisière plus élevée.

— Tableau récapitulatif établissant la comparaison entre les deux projets Short : même charge marchande, même distance à franchir (liaison Londres-New York), aux conditions optimales compatibles avec une course au décollage acceptable :

|   | Avion<br>à turbohélices<br>4 × Bristol<br>« Orion 2 » | Avion<br>à turboréacteurs<br>4 × Bristol<br>« Olympus 531/2 » |
|---|---|---|
| Poids au décollage (kg)   | 98 500  | 136 000   |
| Charge marchande (kg)   | 18 200 (18,4 %)                                       | 18 200 (13,4 %)   |
| Poids de carburant (kg)   | 32 200 (32,6 %)                                       | 55 400 (40,8 %)   |
| Vitesse moyenne de croisière (km/h)                               | 740   | 900   |
| Altitude moyenne de croisière (m)                                 | 11 300  | 12 800  |
| Coût opérationnel direct (3000 h/an)                              | 20,0  | 24,2  |
| Coût opérationnel direct sur une base plus réaliste (ct/siège.km) | 19,3  | 25,2  |

#### Essai de classification des systèmes propulsifs

Etant donné le grand nombre de systèmes propulsifs actuellement utilisés ou en voie de l'être et l'usage parfois abusif de certains termes, nous pensons qu'il est indiqué de présenter ici un essai de classification sommaire des systèmes propulsifs. Bien entendu, une telle classification est fonction des critères choisis. Nous nous sommes limités à un simple essai, pouvant servir de base de discussion ou pouvant susciter d'éventuels commentaires.



\* Une colonne « extérieure », participant à la propulsion (s'écoulant donc à travers l'hélice) et une colonne « intérieure », alimentant en oxygène le moteur à pistons ou la turbine.

\*\* En allemand : « Strömungstriebwerke ». La même colonne d'air, appelée aussi « flux interne », participe aussi bien à la combustion (oxygène) qu'à la propulsion (accroissement de la vitesse du flux).

- HÉLICE
  - entraînée par un *moteur à pistons* : hélice classique (en ligne, en étoile, refroidi à l'eau ou à l'air, avec récupération — compound — ou non)
  - entraînée par une *turbine à gaz* : turbohélice
- PULSORÉACTEUR (combustion pulsatoire)
- STATORÉACTEUR (pas de poussée au point fixe)
- TURBORÉACTEUR (compresseur axial ou radial, chambre de combustion unique — annulaire — ou en plusieurs unités, turbine à un ou plusieurs étages, avec ou sans dispositif de *rechauffe* — ou *postcombustion* — à simple flux ou à double-flux, avec ou sans déviateur de jet)
- TURBORÉACTEUR ATOMIQUE
  - (la chambre de combustion classique étant remplacée par un échangeur de chaleur entre le circuit secondaire du réacteur atomique et le flux d'air de propulsion)
- STATO-TURBORÉACTEUR
  - (arrangement dit « en parallèle »)
- TURBO-STATORÉACTEUR
  - (arrangement dit « en série » : dispositif de *rechauffe*)
- PULSORÉACTEURS EN BOUTS DE PALE
  - (hélice ou rotor d'hélicoptère)
- STATORÉACTEURS EN BOUTS DE PALE
  - (hélice ou rotor d'hélicoptère)
- TURBORÉACTEUR + HÉLICE
  - (voir turbohélice) lorsque le système délivre également une poussée
- A COMBUSTIBLES SOLIDES (« à poudre »)
  - à combustion rapide : « booster », assistance au décollage
  - à combustion modérée : moteur-fusée à poudre
- A COMBUSTIBLES LIQUIDES (propergols)
- A EAU
  - eau sous pression
  - eau surchauffée
  - vapeur d'eau
- ATOMIQUE