

①⑨ RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
—  
**INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE**  
—  
COURBEVOIE  
—

①① **N° de publication :** **3 036 140**  
(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)  
②① **N° d'enregistrement national :** **15 54167**  
⑤① Int Cl<sup>8</sup> : **F 02 K 1/52 (2015.01), F 02 K 3/06, F 04 F 5/16**

①②

## BREVET D'INVENTION

**B1**

⑤④ **TURBOMACHINE D'AERONEF A EFFET COANDA.**

②② **Date de dépôt :** 11.05.15.

③③ **Priorité :**

④③ **Date de mise à la disposition du public  
de la demande :** 18.11.16 Bulletin 16/46.

④⑤ **Date de la mise à disposition du public du  
brevet d'invention :** 15.11.19 Bulletin 19/46.

⑤⑥ **Liste des documents cités dans le rapport de  
recherche :**

*Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥⑥ **Références à d'autres documents nationaux  
apparentés :**

**Demande(s) d'extension :**

⑦① **Demandeur(s) :** *SNECMA Société anonyme* — FR.

⑦② **Inventeur(s) :** COUPARD JOSSELIN et GODARD  
BENJAMIN, JAMES, WILLIAM.

⑦③ **Titulaire(s) :** SAFRAN AIRCRAFT ENGINES Société  
anonyme.

⑦④ **Mandataire(s) :** GEVERS & ORES Société  
anonyme.

**FR 3 036 140 - B1**



## **Turbomachine d'aéronef à effet Coandă**

### DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention concerne une turbomachine d'aéronef dans  
5 laquelle est utilisé l'effet Coandă.

### ETAT DE L'ART

Une turbomachine d'aéronef comprend de façon classique d'amont  
en aval, dans le sens d'écoulement des gaz, au moins un module de  
compresseur destiné à comprimer un flux d'air, une chambre annulaire de  
10 combustion dans laquelle le flux d'air comprimé est mélangé à du carburant  
puis brûlé, et au moins un module de turbine dans laquelle le flux de gaz de  
combustion est détendu pour entraîner un arbre de turbine.

La turbomachine comprend en général à son extrémité amont une  
soufflante comportant une roue à aubes destinée à comprimer un flux d'air  
15 entrant dans la turbomachine, ce flux d'air se divisant en aval de la  
soufflante en un flux primaire alimentant le module de compresseur et  
destiné à produire le flux de gaz de combustion précité, et en un flux  
secondaire destiné à s'écouler autour du moteur de la turbomachine et à  
l'intérieur d'une nacelle. Ladite nacelle est balayée extérieurement par un  
20 flux d'air tertiaire.

Cette description est applicable à un type de turbomachine, ici à  
double flux (primaire et secondaire) et en général aussi à double corps. Il  
existe d'autres types de turbomachine, tels que par exemple à mono flux.  
Dans ce cas, l'intégralité du flux d'air entrant dans la turbomachine et  
25 traversant la soufflante alimente le moteur de la turbomachine, et le flux  
d'air s'écoulant autour de la nacelle peut être considéré comme un flux  
secondaire.

On connaît également un autre type de turbomachine appelée  
turbopropulseur, ce type de turbomachine comportant au moins une hélice  
30 externe non carénée destinée à remplacer la soufflante précitée. Comme  
dans le cas de la turbomachine mono flux précitée, l'intégralité du flux d'air

primaire entrant dans la turbomachine alimente le moteur de la turbomachine, et le flux d'air secondaire s'écoulant autour de la nacelle est accéléré et comprimé par l'hélice externe pour générer une force de propulsion.

5 Les turbomachines actuelles sont soumises à de fortes contraintes thermiques et doivent assurer en premier une fonction propulsive. Cela se traduit par des pièces tournantes émettrices de bruit (soufflante en particulier), et une consommation importante de carburant.

Dans une optique de réduction de bruit et de consommation de  
10 carburant, la présente invention propose d'utiliser l'effet Coandă dans une turbomachine.

L'effet Coandă est le résultat de l'attraction d'un flux de gaz par une surface de Coandă. Le flux de gaz suit la surface de Coandă et subit une déviation avant de s'en détacher avec une trajectoire différente de celle  
15 qu'il avait en amont.

#### EXPOSE DE L'INVENTION

La présente invention propose d'utiliser cet effet pour attribuer à la turbomachine une capacité de poussée complémentaire.

L'invention propose à cet effet une turbomachine d'aéronef,  
20 comportant au moins une veine d'écoulement d'un flux de gaz de combustion, caractérisée en ce qu'elle comprend au moins un organe périphérique délimitant intérieurement un espace de passage d'un autre flux de gaz, ledit organe comportant des moyens de circulation d'au moins une partie dudit flux de gaz de combustion sur tout son pourtour, une  
25 surface périphérique intérieure de Coandă, et des moyens d'éjection de ladite au moins une partie dudit flux de gaz de combustion sur ladite surface de Coandă afin que, en fonctionnement, ledit autre flux de gaz soit entraîné par effet Coandă à travers ledit espace.

L'invention propose ainsi d'exploiter le flux de gaz de combustion en  
30 sortie de la turbomachine pour fournir une poussée complémentaire grâce à l'effet Coandă.

La turbomachine selon l'invention peut ainsi être considérée comme équipée d'une soufflante (additionnelle) sans pales. Les gaz de combustion sont éjectés sur une surface périphérique interne de Coandă de l'organe périphérique pour forcer et accélérer l'autre flux d'air à travers l'espace délimité par l'organe périphérique. Cet autre flux d'air fournit alors une poussée complémentaire à la turbomachine.

Les compagnies aériennes ont de plus en plus de mal à diminuer leurs coûts d'exploitation. Améliorer le rendement thermopropulsif d'une turbomachine est alors un axe d'amélioration clef pour les motoristes. Exploiter cette technologie à soufflante sans pales peut alors représenter une solution pour améliorer le rendement thermopropulsif. Par ailleurs, la soufflante étant sans pales, les problèmes d'ingestion ou de pertes d'aubes de soufflante n'ont plus lieu d'être.

Dans le cas où le ou chaque organe périphérique serait disposé sur un côté de la turbomachine, les flux de gaz de combustion pourraient être acheminés de manière sensiblement radiale de l'intérieur vers l'extérieur par rapport à l'axe longitudinal de la turbomachine, jusqu'à l'organe ou chaque organe qui pourrait être considéré comme une « soufflante (sans pales) centrifuge ». Le ou chaque organe périphérique peut toutefois être disposé n'importe où vis-à-vis de la turbomachine.

La turbomachine selon l'invention peut comprendre une ou plusieurs des caractéristiques suivantes, prises isolément les unes des autres ou en combinaison les unes avec les autres :

- le ou chaque organe forme une boucle,
- le ou chaque organe est creux et comprend une cavité interne de circulation de ladite au moins une partie dudit flux de gaz de combustion,
- le ou chaque organe comprend au moins une fente d'éjection qui débouche dans ladite cavité interne,
- le ou chaque organe comprend un bord amont d'attaque dudit autre flux de gaz et un bord aval de fuite dudit autre flux de gaz, ledit bord d'attaque

- ayant en section une forme sensiblement bombée et ledit bord de fuite ayant en section une forme sensiblement en pointe,
- la turbomachine comprend deux organes périphériques qui sont sensiblement diamétralement opposés par rapport à un axe longitudinal de la turbomachine,
  - 5 - lesdits deux organes périphériques sont situés autour dudit axe respectivement à 3h et 9h (avec comme avantage d'avoir une garde au sol convenable), ou 12h et 6h, par analogie avec le cadran d'une horloge,
  - la turbomachine peut être configurée de sorte que la totalité dudit flux de gaz de combustion alimente ledit ou lesdits organes,
  - 10 - la turbomachine peut être configurée de sorte que ledit ou chacun desdits organes soit alimenté par au moins une partie dudit autre flux de gaz ; de préférence, une partie dudit flux de gaz de combustion dit flux primaire ou des gaz ventilés dans la nacelle dit flux secondaire, alimente ledit ou lesdits organes, le flux primaire restant s'écoulant comme classiquement dans une turbomachine,
  - 15 - ledit autre flux de gaz est ou comprend un flux s'écoulant autour d'une nacelle de la turbomachine.

#### DESCRIPTION DES FIGURES

- 20 L'invention sera mieux comprise et d'autres détails, caractéristiques et avantages de l'invention apparaîtront plus clairement à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en référence aux dessins annexés dans lesquels :
- la figure 1 est une vue schématique en coupe axiale d'une turbomachine à double corps et double flux ;
  - 25 - la figure 2 est une vue schématique de la face amont d'une turbomachine à double corps et double flux selon l'invention ;
  - la figure 3 est une vue schématique en coupe axiale de la turbomachine de la figure 2 ;
  - 30 - la figure 4 est une vue schématique d'un organe de la turbomachine de la figure 2 ;

- la figure 4a est une vue à plus grande échelle d'un détail de la figure 4 ;
- la figure 5 est une vue schématique d'une turbomachine à double corps et simple flux selon l'invention, vue de l'amont ; et
- la figure 6 est une vue schématique en coupe axiale de la turbomachine de la figure 5.

#### DESCRIPTION DETAILLEE

On se réfère tout d'abord à la figure 1 qui représente schématiquement une turbomachine 10 d'aéronef à double corps et double flux.

10 La turbomachine 10 comporte de façon classique un générateur de gaz 12 de part et d'autre duquel sont agencés un compresseur basse pression 14 et une turbine basse pression 16, ce générateur de gaz 12 comprenant un compresseur haute pression 18, une chambre de combustion 20 et une turbine haute pression 22. Par la suite, les termes  
15 « amont » et « aval » sont considérés selon une direction principale F d'écoulement des gaz dans la turbomachine, cette direction F étant parallèle à l'axe longitudinal A de la turbomachine.

Le compresseur basse pression 14 et la turbine basse pression 16 forment un corps basse pression ou BP, et sont reliés l'un à l'autre par un  
20 arbre basse pression ou BP 24 centré sur l'axe A. De même, le compresseur haute pression 18 et la turbine haute pression 22 forment un corps haute pression ou HP, et sont reliés l'un à l'autre par un arbre haute pression ou HP 26 centré sur l'axe A et agencé autour de l'arbre BP 24.

La turbomachine 10 comporte par ailleurs, à l'avant du générateur  
25 de gaz 12 et du compresseur basse pression 14, une soufflante 28. Cette soufflante 28 est rotative selon l'axe A, et entourée d'un carter de soufflante 30. Elle est entraînée indirectement par l'arbre BP 24, par exemple au moyen d'un réducteur 32 (non obligatoire) agencé entre le corps BP et la soufflante 28, en étant disposé axialement entre cette dernière et le  
30 compresseur BP 14.

En outre, la turbomachine 10 définit un premier canal 34 destiné à être traversé par un flux primaire, ainsi qu'un canal secondaire 36 destiné à être traversé par un flux secondaire situé radialement vers l'extérieur par rapport au flux primaire. Ce canal secondaire 36 est délimité radialement vers l'extérieur par une paroi radialement interne d'une nacelle 30, cette paroi comportant une virole extérieure 38 d'un carter intermédiaire 40.

Le carter intermédiaire 40 comprend également un moyeu raccordé à la virole extérieure 38 par l'intermédiaire de bras radiaux 42. Le canal secondaire 36 est délimité radialement vers l'intérieur par une paroi externe d'un compartiment annulaire inter-veine 44, qui comprend une paroi interne entourant notamment les compresseur BP 14 et HP 18.

Le flux d'air entrant dans la turbomachine 10 se divise en aval de la soufflante 28 pour fournir le flux primaire I qui s'écoule dans le canal 34 et le flux secondaire II qui s'écoule dans le canal 36. Le flux primaire I sera mélangé à du carburant puis brûlé dans la chambre de combustion pour produire des gaz de combustion qui seront détendus dans la turbine haute pression 22 puis la turbine basse pression 16 avant d'être expulsés dans une tuyère 46 de la turbomachine. Le flux secondaire II s'écoule quant à lui autour de cette tuyère 46. Par ailleurs, un flux d'air tertiaire III s'écoule autour de la nacelle 30 de la turbomachine.

La présente invention propose d'améliorer le rendement de propulsion de ce type de turbomachine par exemple, en utilisant l'effet Coandă.

Les figures 2 et 3 représentent un premier mode de réalisation de l'invention dans lequel la turbomachine 10 est du type à double corps et double flux, comme décrit précédemment. Ainsi, la description qui précède au sujet de la turbomachine de la figure 1 s'applique à la turbomachine 10 des figures 2 et 3.

La turbomachine des figures 2 et 3 diffère de celle de la figure 1 en ce qu'elle comprend en outre au moins un organe périphérique 50, ici au

nombre de deux, chaque organe 50 délimitant un espace interne 52 de passage du flux tertiaire III.

5 Chaque organe 50 comporte des moyens de circulation d'une partie du flux de gaz de combustion, c'est-à-dire du flux primaire I sur tout son pourtour, une surface périphérique intérieure de Coandă, et des moyens d'éjection de gaz de combustion sur la surface de Coandă afin que, en fonctionnement, la partie du flux tertiaire III passant dans l'espace interne 52 soit entraîné et accéléré par effet Coandă et fournisse une poussée complémentaire à la turbomachine.

10 Dans l'exemple représenté, mieux visible sur les figures 4 et 4a, chaque organe 50 comprend un anneau présentant un axe de révolution B. Les axes de révolution B des anneaux 50 de la turbomachine sont sensiblement parallèles entre eux et à l'axe A. Les axes A et B sont coplanaires et sont ici situés sensiblement dans un même plan  
15 sensiblement horizontal. Les organes 50 sont sensiblement diamétralement opposés par rapport à l'axe A. Comme on le voit sur la figure 2, les organes 50 sont situés respectivement à 3h et 9h autour de l'axe A, par analogie avec le cadran d'une horloge.

20 Chaque organe 50 ou anneau est creux et comprend une paroi périphérique externe 54 et une paroi périphérique interne 56. Chaque organe ou anneau a en section longitudinale (le long de l'axe B) un profil aérodynamique et comprend un bord amont 58 d'attaque du flux III et un bord aval 60 de fuite du flux III.

25 La paroi externe 54 est sensiblement cylindrique. La paroi périphérique interne 56 est sensiblement tronconique et évasée de l'amont vers l'aval, radialement vers l'extérieur. Le bord d'attaque 58 a une forme en section bombée ou arrondie convexe et le bord de fuite 60 a une forme en pointe ou effilée.

30 La surface périphérique interne de la paroi périphérique interne 56 forme une surface de Coandă 62.

Les parois externe et interne 54, 56 définissent entre elles une cavité interne 64 de circulation des gaz de combustion. La paroi périphérique interne 56 comprend, en amont de la surface de Coandă et à proximité du bord d'attaque 58 une fente annulaire 66 d'éjection des gaz de combustion vers le centre de l'anneau et vers l'aval. La fente 66 est définie en amont par une lèvre annulaire d'échappement 68 et en aval par un dôme annulaire 70 de disruption Coandă. Par effet Coandă, le flux de gaz éjecté par la fente 66 sur le dôme 70 va s'écouler le long de la surface de Coandă et à proximité de celle-ci. Le flux rase le profil, le suit et produit une dépression de surface aux vertus accélérantes. Cela produit des dépressions environnantes en chaînes, qui favorisent l'entraînement et l'accélération du flux tertiaire III à travers l'espace interne 52.

Comme on le voit sur la figure 2, les organes périphériques 50 sont reliés par des bras 72 sensiblement radiaux ou non à la tuyère 46 ou à une turbine centrifuge 74, représentée sur la figure 3, située à l'extrémité aval de la turbomachine. Les bras 72 sont creux et comprennent des conduits internes de circulation des gaz de combustion depuis la tuyère 46 jusqu'aux cavités internes 64, représentées sur la figure 4a, des organes périphériques 50. Les flèches des figures 2 et 3 montrent ainsi le cheminement d'au moins une partie des gaz de combustion en sortie de la tuyère 46. Ces gaz circulent radialement de l'intérieur vers l'extérieur si bien que l'on peut considérer les organes périphériques 50 comme formant une soufflante centrifuge. Les gaz prélevés dans la turbomachine sont acheminés par les bras 72 et se divisent en deux parties aux extrémités radialement externes de chaque bras pour alimenter respectivement deux secteurs de chaque organe périphérique 50. Les gaz de combustion circulent sur toute la circonférence des organes périphériques 50 et sont éjectés sur les surfaces de Coandă par l'intermédiaire des fentes 66. Les portions de flux de gaz de combustion sont compressées à leurs entrées dans les fentes 66 ainsi qu'à leurs sorties des fentes. Ces étranglements créent des surpressions des flux de gaz éjectés sur les surfaces de

Coandă. Ces éjections créent des zones de basse pression en sortie des fentes, ce qui entraîne un effet d'aspiration de l'air du flux tertiaire III. Les flux éjectés se mélangent au flux d'air tertiaire III et sont guidés par les surfaces de Coandă vers l'aval. La combinaison de l'entraînement et de l'accélération du flux tertiaire III entraîne une vitesse importante des gaz dans les espaces internes 52. En fonctionnement de la turbomachine, de l'air du flux tertiaire III s'engouffre ainsi dans les espaces internes 52 des organes périphériques 50 et est accéléré par effet Coandă pour fournir une poussée complémentaire à la poussée principale fournie ici par le flux secondaire II. Les bras 72 sont de préférence profilés pour limiter les pertes de charge dans la veine d'écoulement du flux secondaire II qu'ils traversent.

Dans une autre variante non représentée, les gaz pouvant être prélevés proviennent en partie du flux secondaire II, et ils constituent uniquement une partie du flux pour fournir un supplément de poussée en impactant au minimum la poussée initiale. Tout ou partie des flux de gaz de combustion (flux primaire I) peut alimenter les organes.

Les figures 5 et 6 représentent un autre mode de réalisation de l'invention dans lequel la turbomachine 10 est du type à double corps et simple flux.

La turbomachine des figures 5 et 6 diffère de celle de la figure 1 essentiellement en ce que l'intégralité du flux d'air entrant dans la turbomachine, appelé flux primaire, pénètre dans le moteur et est utilisé pour produire le flux de gaz de combustion. Comme dans l'exemple précité, la turbomachine comprend deux organes périphériques 50 qui sont similaires à ceux décrits dans ce qui précède.

Chaque organe délimite ici un espace interne 52 de passage du flux secondaire II qui s'écoule autour de la nacelle 30 de la turbomachine.

Le fonctionnement de cette turbomachine est similaire à celui de la turbomachine des figures 2 et 3, à l'exception notamment du fait que la poussée fournie par les organes périphériques 50 peut être la seule

poussée fournie si l'intégralité des flux de gaz de combustion alimente les organes, ou une poussée complémentaire si les organes sont alimentés par une partie du flux de gaz de combustion, l'autre partie de ce flux fournissant la poussée principale de la turbomachine.

- 5            Dans une autre variante non représentée de réalisation de l'invention, la turbomachine pourrait comprendre un nombre d'organes 50 différent de deux et par exemple de trois ou quatre. Dans le cas où elle comprendrait quatre organes, ils pourraient être régulièrement réparties autour de l'axe A et être par exemple disposés à 3h, 6h, 9h et 12h par  
10 analogie avec le cadran d'une horloge.

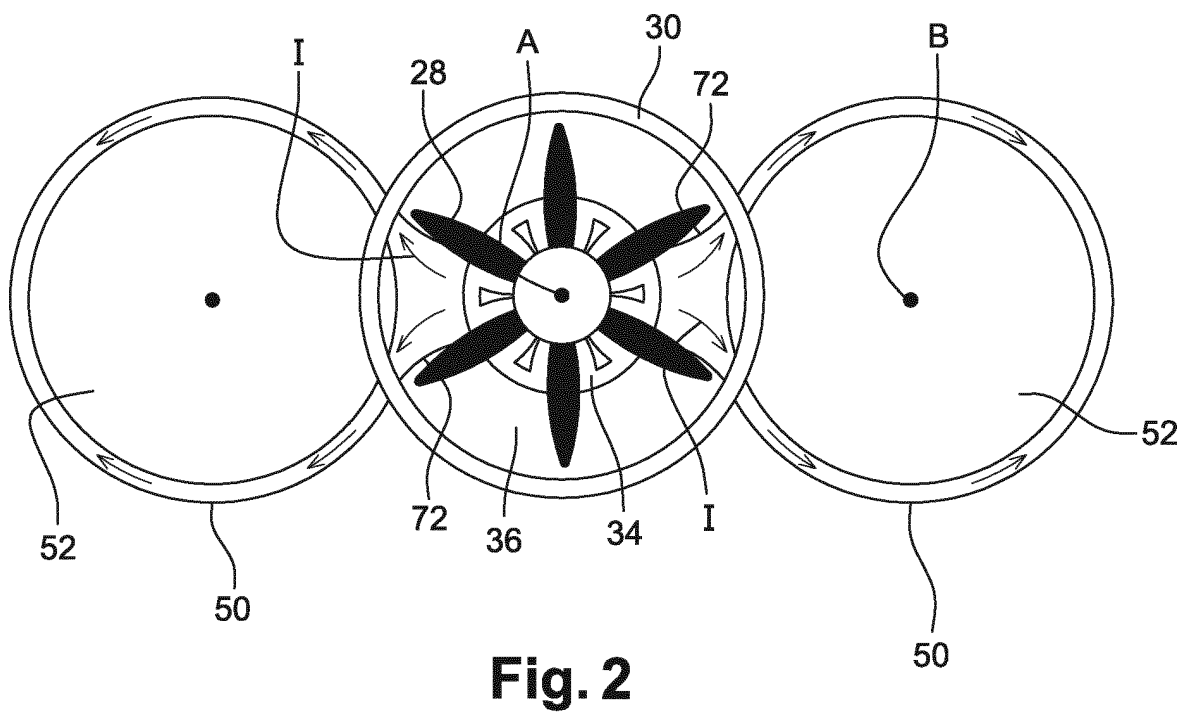
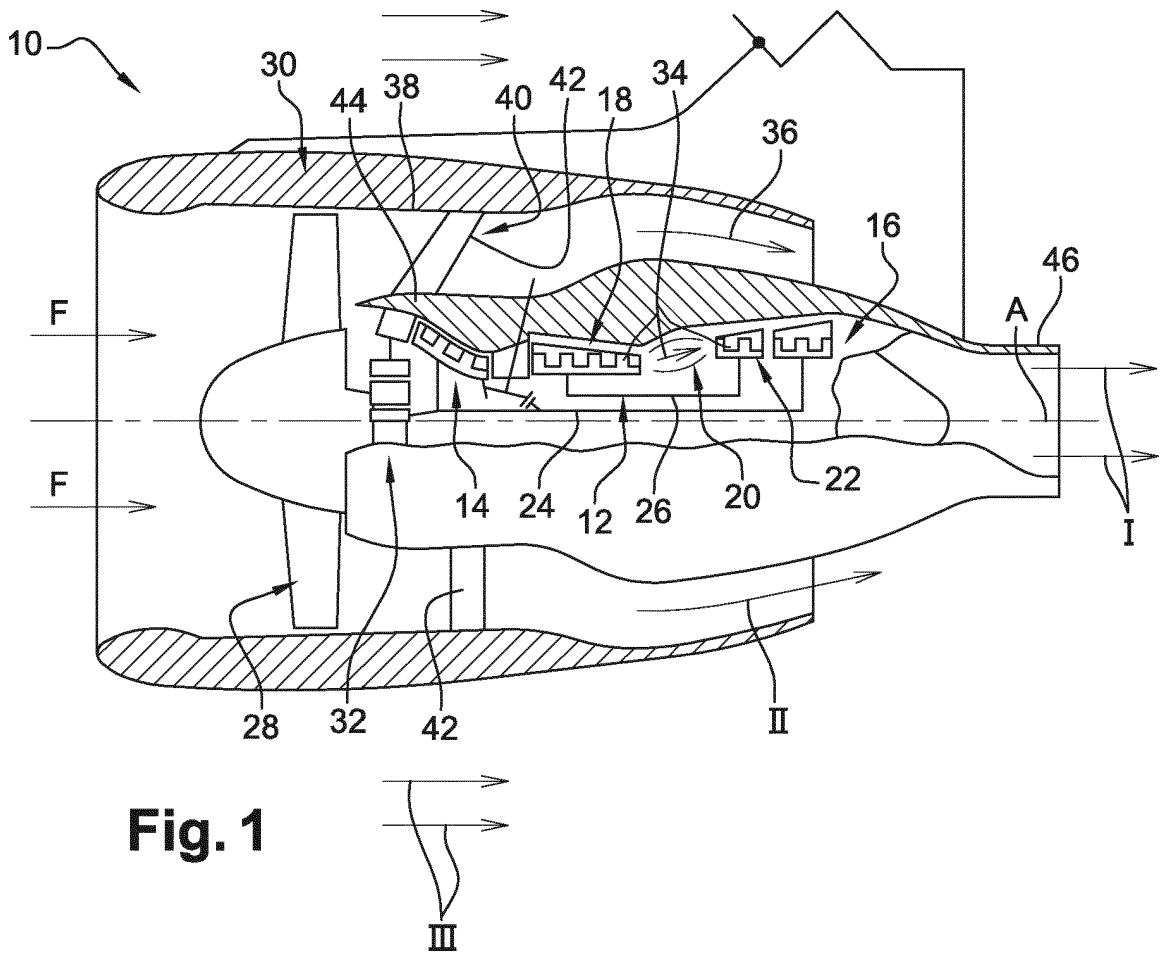
**REVENDEICATIONS**

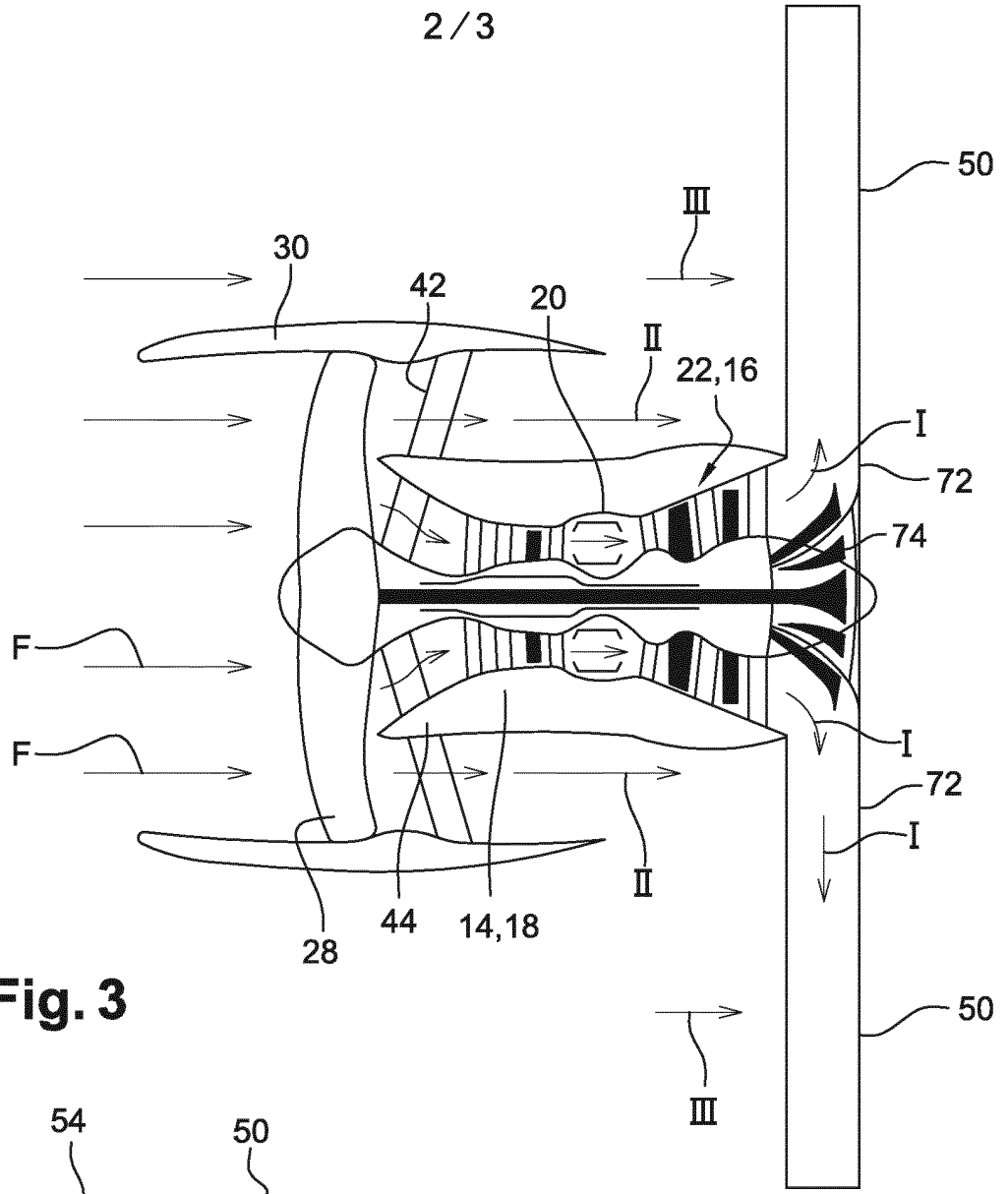
1. Turbomachine (10) d'aéronef, comportant au moins une veine d'écoulement d'un flux (I) de gaz de combustion, comprenant au moins un  
5 organe périphérique (50) délimitant intérieurement un espace (52) de passage d'un autre flux de gaz (II, III), ledit organe comportant des moyens de circulation d'au moins une partie dudit flux de gaz de combustion sur tout son pourtour, une surface périphérique intérieure de Coandă (62), et des moyens (66) d'éjection de ladite au moins une partie  
10 dudit flux de gaz de combustion sur ladite surface de Coandă afin que, en fonctionnement, ledit autre flux de gaz soit entraîné par effet Coandă à travers ledit espace, caractérisée en ce qu'elle comprend au moins deux organes périphériques (50) en forme de boucle, qui sont sensiblement diamétralement opposés par rapport à un axe longitudinal (A) de la  
15 turbomachine.
2. Turbomachine (10) selon la revendication 1, dans laquelle chaque organe (50) est creux et comprend une cavité interne (64) de circulation de ladite au moins une partie dudit flux de gaz de combustion.
3. Turbomachine (10) selon la revendication 2, dans laquelle chaque  
20 organe (50) comprend au moins une fente d'éjection (66) qui débouche dans ladite cavité interne (64).
4. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle chaque organe (50) comprend un bord amont (58) d'attaque dudit autre flux de gaz et un bord aval (60) de fuite dudit autre flux de gaz,  
25 ledit bord d'attaque ayant en section une forme sensiblement bombée et ledit bord de fuite ayant en section une forme sensiblement en pointe.
5. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle lesdits deux organes périphériques (50) sont situés autour dudit axe (A) respectivement à 3h et 9h, ou 12h et 6h, par analogie avec  
30 le cadran d'une horloge.

6. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, configurée pour que la totalité dudit flux de gaz de combustion alimente lesdits organes.

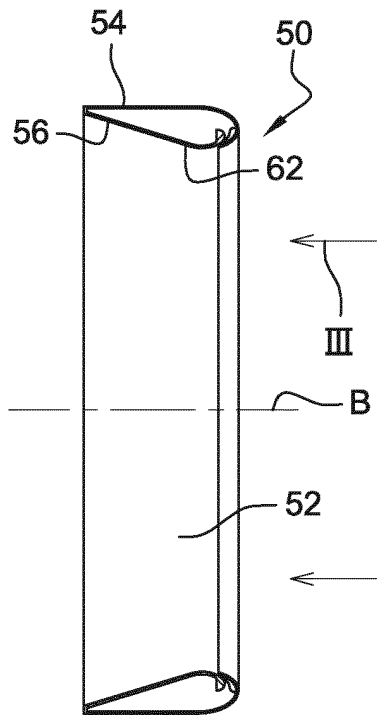
5 7. Turbomachine (10) selon l'une des revendications 1 à 5, configurée pour que chacun desdits organes soit alimenté par au moins une partie dudit autre flux de gaz (II, III).

8. Turbomachine (10) selon l'une des revendications précédentes, dans laquelle ledit autre flux de gaz (II, III) est ou comprend un flux s'écoulant autour d'une nacelle (30) de la turbomachine.

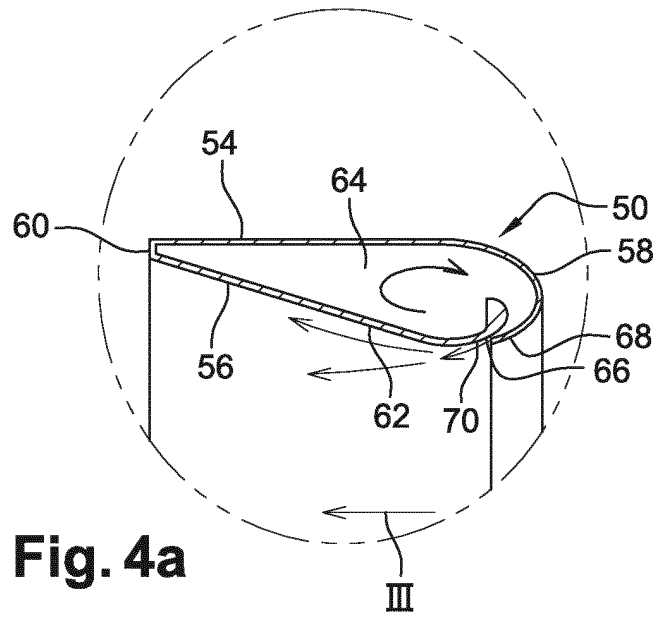




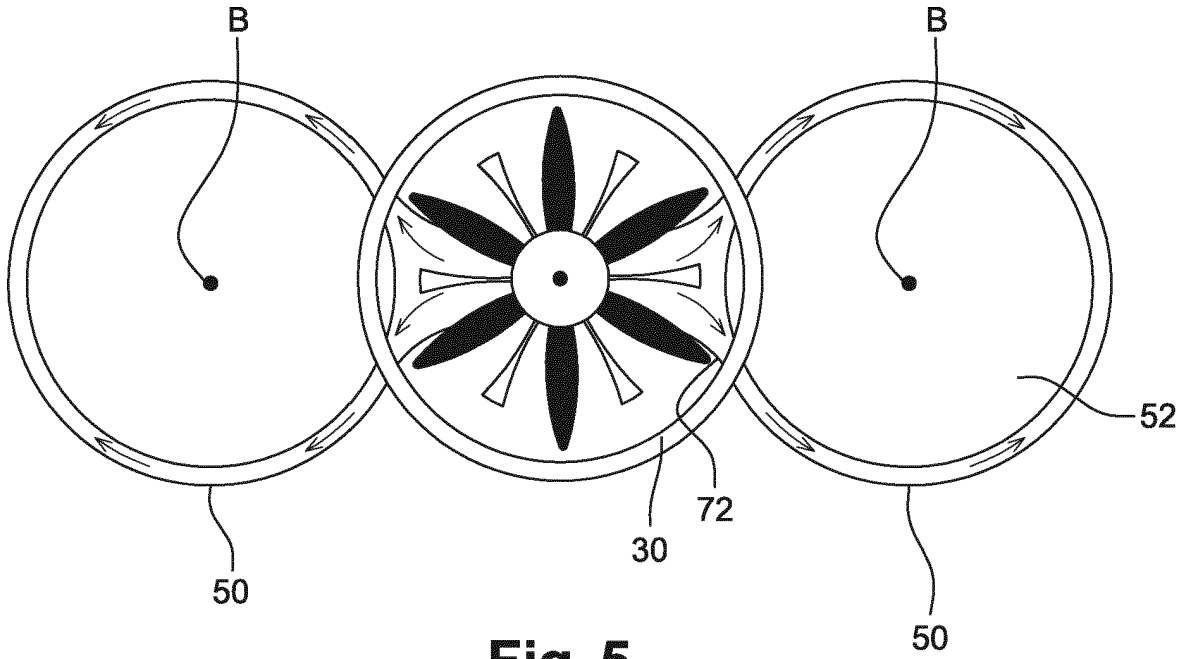
**Fig. 3**



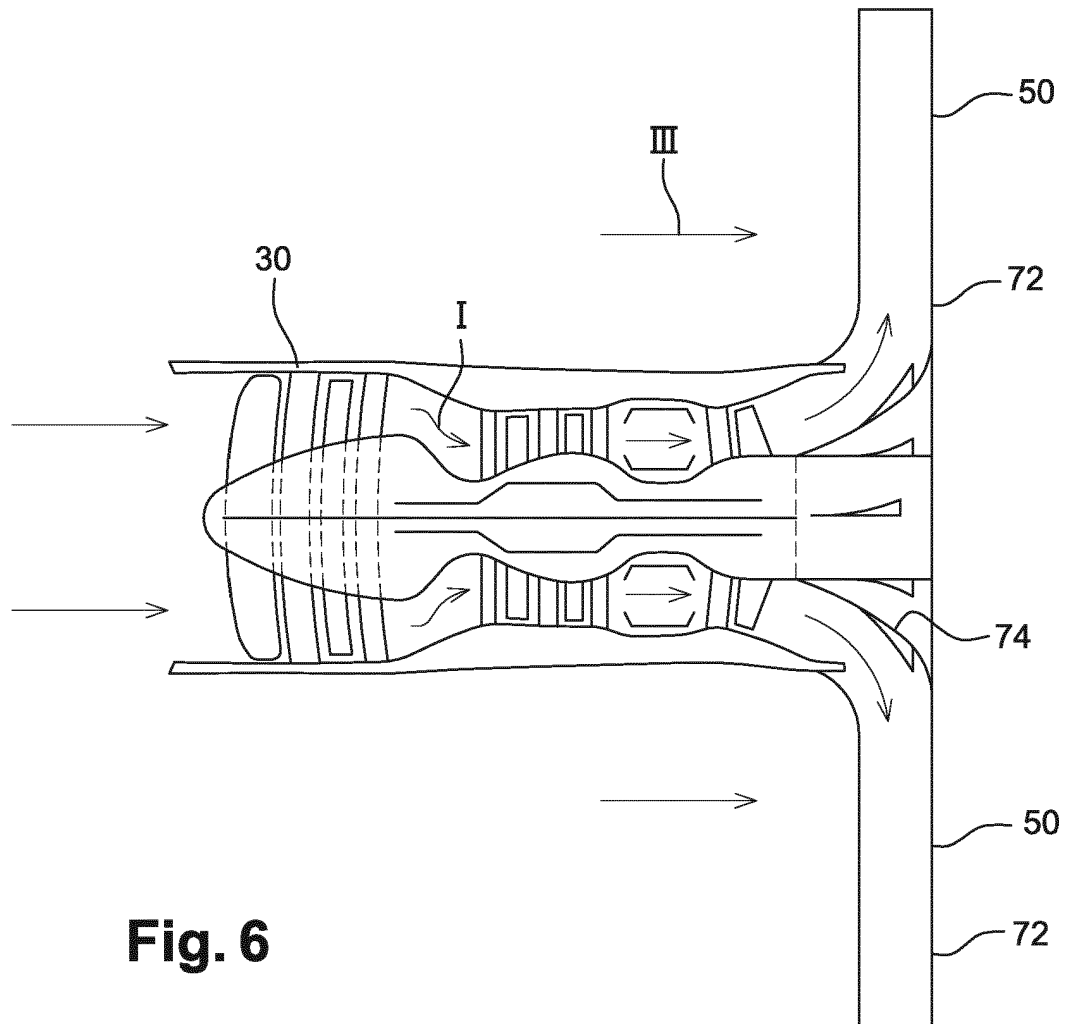
**Fig. 4**



**Fig. 4a**



**Fig. 5**



**Fig. 6**

# RAPPORT DE RECHERCHE

articles L.612-14, L.612-53 à 69 du code de la propriété intellectuelle

## OBJET DU RAPPORT DE RECHERCHE

---

L'I.N.P.I. annexe à chaque brevet un "RAPPORT DE RECHERCHE" citant les éléments de l'état de la technique qui peuvent être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention, au sens des articles L. 611-11 (nouveau) et L. 611-14 (activité inventive) du code de la propriété intellectuelle. Ce rapport porte sur les revendications du brevet qui définissent l'objet de l'invention et délimitent l'étendue de la protection.

Après délivrance, l'I.N.P.I. peut, à la requête de toute personne intéressée, formuler un "AVIS DOCUMENTAIRE" sur la base des documents cités dans ce rapport de recherche et de tout autre document que le requérant souhaite voir prendre en considération.

## CONDITIONS D'ETABLISSEMENT DU PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

Le demandeur a présenté des observations en réponse au rapport de recherche préliminaire.

Le demandeur a maintenu les revendications.

Le demandeur a modifié les revendications.

Le demandeur a modifié la description pour en éliminer les éléments qui n'étaient plus en concordance avec les nouvelles revendications.

Les tiers ont présenté des observations après publication du rapport de recherche préliminaire.

Un rapport de recherche préliminaire complémentaire a été établi.

## DOCUMENTS CITES DANS LE PRESENT RAPPORT DE RECHERCHE

---

La répartition des documents entre les rubriques 1, 2 et 3 tient compte, le cas échéant, des revendications déposées en dernier lieu et/ou des observations présentées.

Les documents énumérés à la rubrique 1 ci-après sont susceptibles d'être pris en considération pour apprécier la brevetabilité de l'invention.

Les documents énumérés à la rubrique 2 ci-après illustrent l'arrière-plan technologique général.

Les documents énumérés à la rubrique 3 ci-après ont été cités en cours de procédure, mais leur pertinence dépend de la validité des priorités revendiquées.

Aucun document n'a été cité en cours de procédure.

**1. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE SUSCEPTIBLES D'ETRE PRIS EN CONSIDERATION POUR APPRECIER LA BREVETABILITE DE L'INVENTION**

FR 935 340 A (HENRI COANDA) 16 juin 1948 (1948-06-16)

FR 2 369 427 A1 (ARBORG O J M [DK]) 26 mai 1978 (1978-05-26)

US 3 711 013 A (TONTINI R ET AL) 16 janvier 1973 (1973-01-16)

US 4 332 529 A (ALPERIN MORTON) 1 juin 1982 (1982-06-01)

**2. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE ILLUSTRANT L'ARRIERE-PLAN TECHNOLOGIQUE GENERAL**

NEANT

**3. ELEMENTS DE L'ETAT DE LA TECHNIQUE DONT LA PERTINENCE DEPEND DE LA VALIDITE DES PRIORITES**

NEANT