



SPF Economie, PME, Classes
Moyennes & Energie
Office de la Propriété intellectuelle

(11) 1028543 B1

(47) Date de délivrance : 14/03/2022

(12) BREVET D'INVENTION BELGE

(47) Date de publication : 14/03/2022

(21) Numéro de demande : BE2020/5570

(22) Date de dépôt : 14/08/2020

(62) Divisé de la demande de base :

(62) Date de dépôt demande de base :

(51) Classification internationale : F02C 9/20, F02K 3/06, F02K 3/072

(30) Données de priorité :

(73) Titulaire(s) :

SAFRAN AERO BOOSTERS
SA
4041, HERSTAL
Belgique

(72) Inventeur(s) :

PRINCIVALLE Rémy
4041 HERSTAL
Belgique

(54) Méthode et système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef

(57) La présente invention concerne une méthode et un système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef (100) à grand taux de dilution par une action directe sur un système (123) à calage variable d'aubes d'un redresseur (121) d'un compresseur basse pression (120).

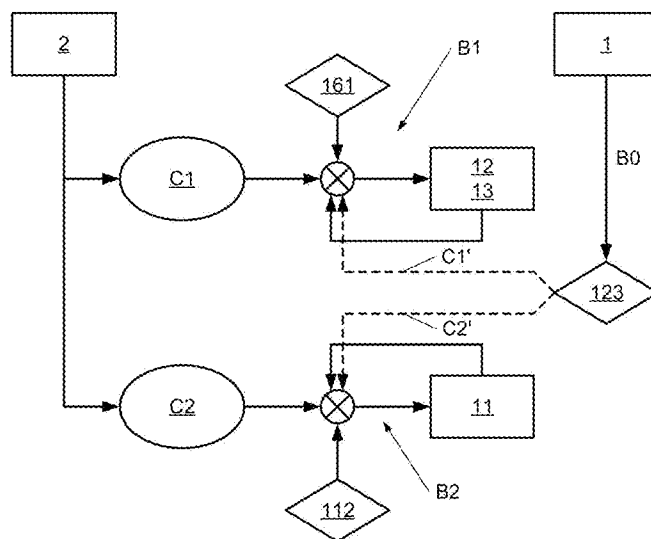


Fig. 5

Méthode et système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef

Domaine technique

L'invention concerne une méthode et un système de régulation de
5 poussée d'une turbomachine d'aéronef.

Art antérieur

Pour augmenter le rendement d'une turbomachine d'aéronef, il est connu d'accroître la dimension de son ou ses hélices (carénées ou non) tout en adaptant de façon mécanique et/ou aérodynamique la turbomachine.

10 C'est le cas notamment pour des turboréacteurs (également appelés « turbofans ») à double flux, par exemple les turboréacteurs dits « UHBR » (*Ultra High By Pass Ratio*, en anglais) dont l'hélice carénée, généralement appelée « fan » ou « soufflante », peut être à calage variable et de grande dimension, pour absorber et accélérer un grand débit d'air.

15 C'est également le cas des propulseurs du type « rotor ouvert » (désigné couramment en anglais par les termes « *open rotor* », « *propfan* » ou « *unducted fan* »), par exemple, les propulseurs dits « USF » (*Unducted Single Fan*, en anglais, comprenant une seule hélice) ou « CROR » (*Contra-Rotating Open Rotor*, en anglais) qui visent à
20 combiner les performances d'un turboréacteur et d'un turbopropulseur, et comprenant une ou deux hélices de propulsion rapides non carénées de grande dimension.

Dans ces deux cas, le « taux de dilution », c'est-à-dire le rapport entre, d'une part, le flux d'air froid (appelé « flux secondaire ») qui est accéléré par la ou
25 les hélices sans traverser la chambre de combustion de la turbomachine d'aéronef, et d'autre part, le flux d'air chaud (appelé « flux principal ») qui traverse cette dernière, est grand, généralement égal à 20 ou plus. La consommation en carburant s'en trouve ainsi réduite.

Il est connu de réguler la poussée d'une turbomachine d'aéronef standard, dont le taux de dilution est plus faible, en agissant sur la vitesse de rotation de la soufflante dans le cas des turboréacteurs à double flux, ou sur un calage des pales de la ou des hélices et le débit de carburant injecté dans la
5 chambre de combustion dans le cas des turbopropulseurs. Ces méthodes pourraient néanmoins être améliorées pour des turbomachines d'aéronef à grand taux de dilution.

Exposé de l'invention

Un objet de l'invention est de fournir une méthode de régulation de
10 poussée de turbomachines d'aéronef à grand taux de dilution telles que celles qu'introduites ci-dessus qui soit précise et efficace. En particulier, dans le contexte de l'invention, la turbomachine d'aéronef comprend :

- (au moins) une hélice comprenant une pluralité de pales,
- un système à calage variable des pales ;
- 15 - et, successivement le long d'un axe moteur de la turbomachine :
 - un compresseur basse pression comprenant au moins un redresseur muni d'un système à calage variable d'aubes configuré pour modifier une orientation d'aubes du redresseur,
 - un compresseur haute pression,
 - 20 • une chambre de combustion,
 - au moins une turbine, préférentiellement une turbine basse pression et une turbine haute pression.

Cette turbomachine d'aéronef est d'un taux de dilution préféré d'au moins 20, optionnellement, d'au moins 30. Elle comprend préférentiellement un couplage
25 mécanique entre cette au moins une hélice et le compresseur basse pression. Le couplage mécanique comprend un arbre (dit « arbre basse pression ») reliant la au moins une hélice et le compresseur basse pression, soit de façon directe, soit via un réducteur interposé, de telle sorte que les vitesses de rotation de la au moins une hélice et du compresseur basse pression sont proportionnelles. Par

soucis de concision, les termes « l'hélice » et « le redresseur » seront respectivement utilisés ci-après pour désigner « la (au moins une) hélice » et « le au moins un redresseur ».

Il peut sembler légitime de tenter d'exploiter des méthodes de
5 régulation de l'état de l'art pour des turbomachine d'aéronef à plus faible taux de dilution. Toutefois aucune ne répond de façon satisfaisante à l'objet de l'invention. En effet, d'une part, vu que les hélices de ces turbomachines sont de grande dimension, leur inertie est également grande, ce qui rend leur variation en régime assez lente. Il semble dès lors complexe de mettre en place une régulation de la
10 poussée de la turbomachine en agissant sur la vitesse de rotation de ces hélices. D'autre part, il existe une imprécision significative sur le calage des pales d'une telle hélice, ce qui induit une trop grande incertitude sur le point de fonctionnement du compresseur basse pression entre ses bas rendements et sa ligne dite « de pompage » (et/ou « décrochage »), le rendement de ce dernier, et donc de la
15 turbomachine, étant alors pénalisé.

C'est la raison pour laquelle, la présente invention propose une méthode de régulation de poussée d'une telle turbomachine d'aéronef comprenant les étapes suivantes :

- (i) faire varier un calage d'aubes du redresseur au moyen du système à calage
20 variable d'aubes pour réguler en boucle ouverte la poussée de la turbomachine ;
- (ii) réguler un calage de pales de l'hélice en boucle fermée sur base d'une vitesse de rotation de l'hélice, au moyen du système à calage variable de pales.

25 Cette méthode de régulation est à la fois précise et efficace. Elle s'écarte ingénieusement des adaptations des solutions existantes pour les turbomachines d'aéronef de taux de dilution inférieur pour répondre aux obstacles techniques que ces solutions soulèvent. En effet, elle propose avantageusement de réguler la poussée de la turbomachine par une action directe sur le système à
30 calage variable d'aubes du redresseur au lieu d'agir sur la vitesse de rotation ou

sur le calage de l'hélice. La plage de variation du calage d'aubes du redresseur, comprise de préférence entre 0 et 60 degrés, plus préférentiellement, entre 0 et 30 degrés, et plus grande que celle du calage des pales de l'hélice de sorte que pour une même précision absolue (ΔC), une meilleure précision relative sur le

5 calage (c'est-à-dire le rapport entre ΔC et la taille de cette plage de variation) peut être atteinte. En outre, la sélection de poussée ainsi implémentée présente l'avantage d'être particulièrement réactive vu qu'elle se fait sur le débit d'air au sein des compresseurs qui présente une inertie plus faible. En parallèle, et de façon avantageuse, la méthode propose un contrôle sur la vitesse de rotation de

10 l'hélice par une régulation du calage des pales de l'hélice, en boucle fermée. De cette façon, le système de calage des pales de l'hélice n'est pas utilisé pour réguler la poussée, mais bien pour maîtriser la vitesse de rotation de l'hélice, qui par sa grande inertie, sera de préférence de la sorte maintenue à une vitesse de rotation correspondant à l'image du calage d'aubes du redresseur par une fonction

15 essentiellement constante ou affine associée à chaque régime stationnaire. De préférence, le calage de toutes les aubes du redresseur est apte à varier à l'étape (i) pour réguler la poussée de la turbomachine. De façon préférée, le calage de toutes les pales de l'hélice est régulé à l'étape (ii).

Par soucis d'exhaustivité, il est rappelé qu'une « régulation (ou

20 contrôle) en boucle ouverte » d'un système est une régulation qui ne prend pas en compte la réponse du système, et une « régulation (ou contrôle) boucle fermé » est une régulation qui prend en compte une telle réponse. Dans le cas de la présente invention, une sélection de poussée se traduit directement par une action sur le système à calage variable d'aubes du redresseur, alors que le calage de

25 pales de l'hélice est régulé sur base de sa vitesse de rotation, cette régulation impliquant une mesure régulière de la vitesse de rotation de l'hélice, et ce de préférence pour assurer sa conformité avec un régime stationnaire donné.

Il est également précisé que l'usage, dans le présent document, du verbe « comprendre », de ses variantes, ainsi que ses conjuguaisons, ne peut en

30 aucune façon exclure la présence d'éléments autres que ceux mentionnés.

L'usage, dans ce document, des termes « un », « une », « au moins un(e) », « le », « la » ou « l' », pour introduire un élément n'exclut pas la présence d'une pluralité de ces éléments. Les termes « premier », « deuxième », « troisième », et ainsi de suite, sont, quant à eux, utilisés exclusivement pour différencier différents
5 éléments semblables, et ce sans impliquer d'ordre entre ces éléments.

La méthode selon l'invention est de préférence exécutée en régime stationnaire. En particulier, selon un mode de réalisation préféré de l'invention, la méthode comprend en outre une étape (0) qui précède les étapes (i) et (ii) :

- (0) sélectionner un régime stationnaire pour la turbomachine d'aéronef ;
10 le calage de pales de l'hélice étant alors régulé à l'étape (ii) sur base du régime stationnaire sélectionné à l'étape.

Le régime stationnaire est préférentiellement choisi parmi une liste de régimes connus d'un homme du métier selon différentes phases de vol tels que « Take-off », « Cruise » et « Reverse ». À chaque régime stationnaire, il est ainsi
15 préférentiellement associé des paramètres de régulation gouvernant l'étape (ii) (et/ou l'étape (iii) qui sera introduite par la suite).

Selon un mode de réalisation préféré de la présente invention, le calage de pales de l'hélice est régulé à l'étape (ii) pour que la vitesse de rotation de l'hélice corresponde à une première fonction mathématique du calage d'aubes
20 du redresseur, la première fonction dépendant du régime stationnaire sélectionné à ladite étape (0). En d'autres termes à chaque régime stationnaire est associé préalablement une telle première fonction sur base de laquelle la régulation de l'étape (ii) sera effectuée. De préférence, pour chacun des régimes stationnaires considérés, cette première fonction est une fonction constante ou essentiellement
25 constante de sorte que l'étape (ii) permet de maintenir une vitesse de rotation de l'hélice constante ou essentiellement constante, en prenant ainsi en compte l'inertie de l'hélice due à sa grande dimension, et ce sans impact négatif sur le rendement de la turbomachine ni sur l'efficacité de la régulation de sa poussée. Dans ce cas, cette vitesse de rotation constante ou essentiellement constante (qui
30 correspond donc au choix d'une telle première fonction) est préférentiellement

déterminée au préalable pour chaque régime stationnaire dont la sélection peut être fait à l'étape (0). Alternativement, et sans se départir du cadre de l'invention, pour chaque régime stationnaire, cette première fonction peut être choisie comme une fonction monotone bijective, préférentiellement affine. Dans le cas d'une

5 « fonction affine », c'est-à-dire, une fonction f de la forme $f(\theta) = a\theta + b$ où a et b sont des coefficients et θ une variable (le calage d'aubes du redresseur, dans le cas présent), une paire de coefficients (a, b) est de préférence déterminée au préalable pour chaque régime stationnaire. De façon combinée, il peut aussi être envisagé que des régimes stationnaires soient associés à une première fonction

10 monotone bijective, de préférence affine, et d'autres tels régimes stationnaires soient associés à une première fonction constante ou essentiellement constante.

Selon un mode de réalisation très préféré de cette invention, la méthode comprend en outre l'étape suivante :

(iii) réguler un débit de carburant injecté dans la chambre de combustion en

15 boucle fermée sur base d'un rapport de vitesses de rotation réduites des compresseurs haute et basse pression.

De préférence, lorsque la méthode comprend l'étape (0) susmentionnée, le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion est régulé à l'étape (iii) sur base du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0).

20 Il est bien connu d'un homme du métier que la « vitesse de rotation réduite » d'un compresseur (notées ci-après respectivement $N1R$ et $N2R$ pour les compresseurs basse et haute pression) correspond préférentiellement au quotient de la vitesse de rotation réelle du compresseur (notées ci-après respectivement $N1$ et $N2$ pour les compresseurs basse et haute pression) par la racine carrée de

25 la température en son entrée (ci-après notées $T2$ et $T25$ pour les compresseurs basse et haute pression respectivement). En particulier, les égalités suivantes sont vérifiées : $N1R = N1/\sqrt{T2}$ et $N2R = N2/\sqrt{T25}$.

Ce mode de réalisation très préféré de la présente invention est très avantageux car il permet une régulation du débit de carburant qui est injecté dans

30 la chambre de combustion en boucle fermée sur le rapport $N2R/N1R$, et ce

parallèlement aux régulations des étapes (i) et (ii). Il est ainsi possible de varier ce débit de carburant pour maintenir le rapport $N2R/N1R$ susdit, de préférence en concordance avec un régime stationnaire sélectionné à l'étape (0). La stabilisation et/ou le contrôle de ce rapport grâce à cette boucle fermée joue un rôle important

5 car elle permet une stabilisation et/ou un contrôle du point de fonctionnement du compresseur basse pression entre ses bas rendements et sa ligne de pompage (et/ou décrochage), de façon à optimiser le rendement de ce dernier en tenant compte de ses limites de stabilité. En effet, il est connu d'un homme du métier que ce point de fonctionnement est à l'intersection, dans le champ de fonctionnement

10 du compresseur basse pression (qui comprend les points de coordonnées (débit, taux de compression)), d'une courbe d'iso-vitesse (obtenue par la caractéristique intrinsèque de compression par débit à une vitesse de rotation donnée du compresseur basse pression), et d'une ligne de fonctionnement correspondant à un débit d'entrée du compresseur haute pression en ce point de fonctionnement

15 (qui dépend essentiellement de la vitesse $N2$ ainsi que du calage des aubes des redresseurs à calage variable du compresseur haute pression). Dès lors, un désalignement entre les vitesses des compresseurs basse et haute pression par rapport à l'alignement pour lequel la turbomachine a été mis au point, peut ainsi décaler le point de fonctionnement du compresseur basse pression. Le décalage

20 qui s'ensuit est susceptible d'orienter le compresseur basse pression vers de faibles rendements (par exemple, si le rapport $N2/N1$ est plus grand que prévu), ou vers une instabilité potentiellement destructrice, proche ou sur une ligne du champ de fonctionnement dite « de pompage » (ou encore « de décrochage ») comprenant des points auxquels le rendement du compresseur basse pression

25 chute suite à un décrochage aérodynamique des aubes (par exemple, si $N2/N1$ est plus petit que prévu). Un tel désalignement est notamment susceptible de survenir suite aux étapes (i) et (ii) comme il sera expliqué ci-après au regard des figures 3 et 4, d'où l'importance de cette boucle fermée prévue à l'étape (iii). Celle-ci permet une stabilité et/ou un contrôle sur point de fonctionnement compresseur

30 basse pression au meilleur compromis de rendement et de stabilité. De la même

façon que pour l'étape (ii), il est implicite que cette régulation en boucle fermée nécessite une mesure régulière des paramètres $N1$, $T2$, $N2$, $T25$ susmentionnés, de préférence afin de s'assurer d'une conformité du rapport $N2R/N1R$ avec le régime stationnaire sélectionné à l'étape (0). Il est à noter que les techniques de
5 mesures de ces paramètres par exemple, au moyen de capteurs dédiés, sont largement connues d'un homme du métier.

Selon un mode de réalisation préféré de l'invention, le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion est régulée à l'étape (iii) pour que ce rapport corresponde à une deuxième fonction mathématique du calage
10 d'aubes du redresseur, la deuxième fonction dépendant du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0). En d'autres termes à chaque régime stationnaire est préalablement associé une telle deuxième fonction sur base de laquelle le débit de carburant injecté et le rapport $N2R/N1R$ seront régulés en boucle fermée. De préférence, pour chaque tel régime stationnaire, cette deuxième fonction est une
15 fonction constante ou essentiellement constante de sorte que l'étape (iii) permet de maintenir un rapport $N2R/N1R$ comme constant ou essentiellement constant, ce qui permet de stabiliser avantageusement le point de fonctionnement du compresseur basse pression proche de ses rendements maximaux sans impacter négativement l'efficacité de la régulation de la poussée. Dans ce cas, le rapport
20 $N2R/N1R$ (correspondant donc au choix d'une deuxième fonction) est de préférence déterminée préalablement pour chaque régime stationnaire dont la sélection peut être faite à l'étape (0). Alternativement, et sans se départir du cadre de l'invention, pour chaque régime stationnaire, la deuxième fonction peut être choisie comme une fonction monotone bijective, préférentiellement affine de la
25 forme $f(\theta) = c\theta + d$ pour (c, d) une paire de coefficients qui est de préférence déterminée au préalable pour chaque régime stationnaire. De façon combinée, il peut être envisagé que certains régimes stationnaires soient associés à une deuxième fonction monotone bijective, de préférence affine, et d'autres régimes stationnaires à une deuxième fonction constante ou essentiellement constante.
30 De façon optionnelle, le choix d'un tel type deuxième fonction pour un régime

stationnaire est indépendant du choix d'un tel type de première fonction pour ce même régime stationnaire.

La méthode selon l'invention s'applique aussi pour une turbomachine d'aéronef comprenant une pluralité d'hélices munies de pales, chacune associée
5 à un système à calage variable de ses pales. Dans ce cas, de préférence, l'étape (ii) s'applique pour chacune des hélices au moyen du système à calage variable de pales qui lui est associé. Les paramètres pris en compte à cet effet peuvent être différents (par exemple dans le cas d'hélices contrarotatives).

Un autre objet de cette invention est de fournir un système de
10 régulation de poussée de turbomachines d'aéronef à grand taux de dilution telles que celles qu'introduites dans la section d'art antérieur, qui permette une telle régulation suffisamment précise et efficace. Dans ce but, l'invention propose un système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef, comprenant des moyens pour mettre en œuvre la méthode selon l'invention. Les modes de
15 réalisation, ainsi que les avantages de la méthode selon l'invention, et de ces modes de réalisation se transposent mutatis mutandis au système de régulation susdit. Ce dernier atteint donc en particulier ledit autre objet de l'invention.

En d'autres termes, le système de régulation selon l'invention comprend des moyens techniques pour mettre en œuvre les étapes (i) et (ii) de la
20 méthode de régulation selon l'invention, et des moyens pour mettre en œuvre l'étape (iii) de cette même méthode lorsqu'elle en comprend. Ces moyens techniques sont de préférence avantageusement déjà présents au sein de la turbomachine d'aéronef et/ou de l'aéronef dans son ensemble. Les paragraphes ci-dessous en mentionnent des exemples non limitatifs de tels moyens et leur
25 application pour un régime stationnaire sélectionné.

Préférentiellement, les moyens techniques pour mettre en œuvre l'étape (i) comprennent une première unité de commande configurée pour être couplée à une manette de poussée de la turbomachine et au système de calage variable d'aubes du redresseur pour commander un ajustement du calage des
30 aubes en réponse à une action sur la manette de poussée.

Préférentiellement, les moyens techniques pour mettre en œuvre l'étape (ii) comprennent :

- des moyens de mesure configurés pour déterminer une vitesse de rotation et un calage des pales de l'hélice, et de préférence, un calage des aubes du redresseur ;
- une première unité logique couplée à ces moyens de mesure pour :
 - recevoir des mesures de ceux-ci,
 - effectuer une comparaison entre la mesure de la vitesse de rotation de l'hélice et une vitesse de rotation associée au régime stationnaire (et de préférence sur base d'une première fonction telle qu'introduite ci-dessus),
 - déterminer un ajustement éventuel du calage des pales de l'hélice sur base de cette comparaison et de la mesure calage des pales de l'hélice ;
- une deuxième unité de commande couplée à la première unité logique et configurée pour être couplée au système à calage variable de pales de l'hélice et pour commander ledit ajustement éventuel du calage des pales de l'hélice.

Il est à noter que les systèmes à calage variable de pales pour une hélice sont largement connues d'un homme du métier.

Préférentiellement, les moyens techniques pour mettre en œuvre l'étape (iii) comprennent :

- des moyens de mesure configurés pour déterminer une vitesse de rotation (N_1 , N_2) et une température en entrée (T_2 , T_{25}) de chacun des compresseurs basse et haute pression, ainsi qu'une mesure de débit de carburant injecté dans la chambre de combustion, et de façon préférée, un calage des aubes du redresseur ;
- une deuxième unité logique couplée à ces moyens de mesure pour :
 - recevoir des mesures de ceux-ci et calculer le rapport N_{2R}/N_{1R} ,
 - effectuer une comparaison entre le rapport N_{2R}/N_{1R} calculé, et ce même rapport associé au régime stationnaire (et de préférence sur base d'une deuxième fonction telle qu'introduite ci-dessus),

- déterminer un ajustement éventuel du débit de carburant à injecter dans la chambre de combustion sur base de cette comparaison et de la mesure de ce débit ;
- une troisième unité de commande couplée à la deuxième unité logique et configurée pour être couplée à un injecteur de carburant dans la chambre de combustion et pour commander ledit ajustement éventuel du débit de carburant.

De façon plus générale, les étapes (i), (ii) et (iii) de la méthode peuvent être mise en œuvre dans des circuits matériels dédiés et/ou via des outils logiciels connus d'un homme du métier. De façon très avantageuse, dans les exemples préférés susmentionnés, le système selon l'invention tire pleinement profit des infrastructures déjà existantes (dédiées ou non) telles que le FADEC, la manette de poussée ou encore des capteurs de mesure des vitesses de rotation et de températures au niveau des compresseurs basse et haute pression, et ce sans nécessité d'onéreuses et complexes modifications de la turbomachine d'aéronef.

L'invention propose aussi une turbomachine d'aéronef munie du système de régulation selon l'invention. En particulier, cette turbomachine est d'un taux de dilution préféré d'au moins 20, optionnellement, d'au moins 30. Elle comprend :

- (au moins) une hélice comprenant une pluralité de pales,
- un système à calage variable des pales ;
- successivement le long d'un axe moteur de la turbomachine :
 - un compresseur basse pression comprenant au moins un redresseur muni d'un système à calage variable d'aubes configuré pour modifier une orientation d'aubes du redresseur,
 - un compresseur haute pression,
 - une chambre de combustion,
 - au moins une turbine, préférentiellement une turbine basse pression et une turbine haute pression ;

Cette turbomachine d'aéronef est d'un taux de dilution préféré d'au moins 20, optionnellement, d'au moins 30. De préférence, l'hélice et le compresseur basse pression sont reliés par l'intermédiaire d'un réducteur, de sorte que les vitesses de rotation de l'hélice et du compresseur basse pression sont proportionnelles.

- 5 De façon préférée, le réducteur est tel que le rapport de ces vitesses est variable et/ou contrôlable.

Dans le cas préféré des moyens technique susmentionnés pour mettre en œuvre les étapes (i), (ii) et/ou (iii), respectivement, et de façon effective, la première unité de commande est couplée à la manette de poussée de la
10 turbomachine et au système de calage variable d'aubes du redresseur, la deuxième unité de commande est couplée au système à calage variable de pales de l'hélice, et/ou la troisième unité de commande est couplée audit injecteur de carburant.

Tous les modes de réalisation du système de régulation selon
15 l'invention ainsi que leurs avantages se transposent mutatis mutandis à la présente turbomachine. De préférence, elle consiste en un parmi :

- un turboréacteur à double flux, l'hélice étant carénée ;
- un propulseur à rotor ouvert, l'hélice étant non carénée.

Ces hélices sont préférentiellement rapides dans le sens où elles peuvent
20 atteindre des vitesses de l'ordre de 0,8 Mach. Par exemple, et tel que discuté dans l'art antérieur, un tel turboréacteur à double flux est un turboréacteur UHBR et un tel propulseur à rotor ouvert est un propulseur CROR. Ces exemples sont présentés en figures 1 et 2 ci-après introduites.

Brève description des figures

25 D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention apparaîtront à la lecture de la description détaillée qui suit pour la compréhension de laquelle on se reportera aux figures annexées parmi lesquelles :

- chacune des figures 1 et 2 illustre une vue schématique et simplifiée d'une coupe bidimensionnelle d'un mode de réalisation préféré d'une turbomachine

d'aéronef sur laquelle il est prévu d'intégrer le système de régulation selon l'invention ;

- chacune des figures 3 et 4 illustrent un champ de fonctionnement d'un compresseur basse pression d'une turbomachine d'aéronef ;
- 5 - la figure 5 illustre schématiquement un mode de réalisation préféré de la méthode de régulation selon l'invention.

Les dessins des figures ne sont pas à l'échelle. Généralement, des éléments semblables sont dénotés par des références semblables dans les figures. Dans le cadre du présent document, les éléments identiques ou
10 analogues peuvent porter les mêmes références. En outre, la présence de numéros ou lettres de référence aux dessins ne peut être considérée comme limitative, y compris lorsque ces numéros ou lettres sont indiqués dans les revendications.

Description détaillée de modes de réalisation particuliers de l'invention

15 Dans le cas de ce document, « une hélice d'une turbomachine d'aéronef » désigne tant une hélice carénée qu'une hélice non carénée. Tel que rappelé dans l'art antérieur, une « soufflante » à calage (ou à pas) variable, de grande dimension est présentement considérée comme une « hélice carénée ». Cette partie du texte présente une description détaillée de modes de réalisation
20 préférés de la présente invention. Cette dernière est décrite avec des réalisations particulières et des références à des figures mais l'invention n'est pas limitée par celles-ci. Les dessins et/ou figures décrits ci-dessous ne sont que schématiques et ne sont pas limitants.

Des références sont représentées sur certaines de ces figures comme
25 repères géométriques abstraits essentiellement afin de quantifier et/ou visualiser des propriétés de modes de réalisation de l'invention. La référence Z désigne, par exemple, généralement l'« axe moteur » de la turbomachine d'aéronef. Celui-ci est dirigé d'« amont » en « aval ». Les étages des compresseurs et des turbines de la turbomachine d'aéronef sont empilés essentiellement le long de cet axe
30 moteur. Les termes « en entrée » et « en sortie » d'un compresseur font référence

aux extrémités respectivement amont et aval du compresseur. Dans le cadre de ce document, il est fait référence aux directions « axiale », « circonférentielle » et « radiale » correspondant préférentiellement et respectivement en des directions parallèle à l'axe moteur, essentiellement circulaire autour de l'axe moteur, et direction perpendiculaire à l'axe moteur. Des repères aux figures 1 et 2 illustrent ces directions (munies d'un sens) respectivement notées Z, R et C. La direction et le sens de l'axe moteur et du vecteur Z correspondent. Les termes « axialement » et « radialement » sont dérivés respectivement des termes « axial » et « radial » avec une signification préférée analogue. Les termes « circonférentielle » et « radiale » font de préférence référence à un système de coordonnées polaires connu d'un homme du métier dans chaque plan perpendiculaire à l'axe moteur.

Les figures 1 et 2 illustrent des coupes de deux turbomachines d'aéronef 100 axiales sur lesquelles il est prévu de réguler la poussée par la méthode selon la présente invention. Chacune de ces turbomachines 100 comprend une hélice 110 munies d'une pluralité de pales, associée à un système 112 à calage variable des pales, et successivement le long de l'axe moteur (parallèlement à l'axe Z), un compresseur basse pression 120, un compresseur haute pression 130, une chambre de combustion 160, une turbine haute pression 140 ainsi qu'une turbine basse pression 150. Ces éléments sont connus d'un homme du métier. En fonctionnement, la puissance mécanique des turbines basse 150 et haute 140 pression est transmise par l'intermédiaire des arbres basse 101 et haute 102 pression aux compresseurs basse 120 et haute 130 pression respectivement, ainsi qu'à l'hélice 110 via l'arbre basse pression 101 par l'intermédiaire d'un réducteur 111 interposé, de sorte que les vitesses de rotation de l'hélice 110 et du compresseur basse pression 120 soient proportionnelles. Bien que non référencés sur les figures 1 et 2 de façon systématique, chaque compresseur 120, 130 et chaque turbine 140, 150 comprend au moins un étage, chaque tel étage comprenant un aubage fixe et un aubage mobile apte à être mis en rotation autour de l'axe moteur. Pour le compresseur basse pression 120, ces

aubages fixes et mobiles sont notés 121-121' et 122 respectivement. Les aubages fixes des compresseurs 120, 130 sont généralement appelés « redresseurs ». Les aubages mobiles et fixes des étages d'un tel compresseur 120, 130 sont alternés le long de l'axe moteur. Des paramètres tels que les dimensions et la géométrie de surface des aubes sont déterminés pour que les conditions de fonctionnement de chaque étage soient adaptées à celles des étages en amont et/ou en aval le long de l'axe moteur. En particulier, les aubages mobiles apportent une énergie en augmentant la vitesse relative de l'écoulement d'un flux d'air traversant le compresseur 120, 130, tandis que les redresseurs ramènent l'écoulement parallèlement à l'axe moteur tout en augmentant la pression et en diminuant la vitesse absolue de l'écoulement. Chaque aube fixe a un profil aérodynamique donné et présente un angle de calage par rapport à l'axe moteur pour imposer un sens d'écoulement. Les compresseurs basse 120 et haute 130 pression permettent ainsi d'aspirer et de comprimer de façon synergique de l'air de façon à l'amener à des vitesse, pression et température adaptées à l'entrée de la chambre de combustion 160. Ces notions sont connues d'un homme du métier. Un ou plusieurs redresseurs des compresseurs 120, 130 sont munis d'un système à calage variable de leurs aubes pour optimiser l'écoulement du flux d'air entre des étages de ces compresseurs 120, 130. De façon analogue, le système 112 à calage variable de pales couplé à l'hélice 110 permet de modifier l'orientation du profil des pales et donc le pas de cette hélice 110, et ce pour obtenir un bon fonctionnement de la turbomachine d'aéronef 100 selon les différentes phases de vol rencontrée. Tel qu'il est bien connu d'un homme du métier, chacun des systèmes à calage variable d'aubes de redresseurs susdits comprend de préférence un anneau (dit « VSV ») couplé mécaniquement aux aubes et ajusté de façon circonférentielle et extérieurement autour d'un carter du compresseur 120, 130 associé, et une unité de déplacement, typiquement au moins un vérin, pour déplacer cet anneau, et modifier en conséquence de façon synchronisée le calage des aubes du redresseur. Suivant les figures 1 et 2, le compresseur basse pression 120 comprend au moins un redresseur 121 (dit plus simplement « le

redresseur 121 » dans la suite) muni d'un tel système à calage variable référencé par 123. Ce redresseur 121 est préférentiellement en amont du compresseur basse pression 120. La représentation de la figure 1 n'est pas limitative du cas où un ou plusieurs des autres redresseurs 121' serait aussi muni d'un tel système à

5 calage variable. Pour chacune des turbomachines d'aéronef 100 illustrées en figure 1 et 2, un flux d'air chaud, appelé flux primaire 106, traverse la turbomachine d'aéronef 100 axialement, alimentant par cette occasion la chambre de combustion 160, alors qu'un flux d'air froid, appelé flux secondaire 107, est principalement destiné à générer une réaction de poussée nécessaire au vol de

10 l'aéronef. Ce flux secondaire 107 est accéléré par l'hélice 110 sans traverser la chambre de combustion 160. Le rapport des flux massiques secondaire 107 et principal 106 est appelé taux de dilution. Dans le cas de l'invention, il est de préférence égal à 20 ou plus car l'hélice 110 est de préférence de grande dimension.

15 L'hélice 110 de la turbomachine d'aéronef 100 illustrée en figure 1 est carénée et typiquement appelée soufflante. Elle permet la génération des flux primaire 106 et secondaire 107 en amont du compresseur basse pression 120. Cette turbomachine d'aéronef 100 est préférentiellement un turboréacteur de type UHBR.

20 La turbomachine d'aéronef 100 représentée en figure 2 est un propulseur CROR de la classe des propulseurs « open rotor ». L'hélice 110 est non carénée. Ce propulseur comprend en outre une deuxième hélice 110' non carénée et munie de pales. Dans le cadre du mode de réalisation présenté, ces hélices 110, 110' sont contrarotatives. Le cas où l'une de ces hélices 110, 110'

25 serait fixe n'est cependant pas exclus de l'invention. Comme ces hélices ne sont pas carénées, elles peuvent être facilement dimensionné de façon à accélérer un très grand flux massique secondaire 107. Chaque hélice 110, 110' est couplée à un système 112, 112' à calage variable de ses pales et à l'arbre basse pression 101 par des bras mécaniques 113, 113' s'étendant essentiellement radialement.

La méthode selon l'invention s'applique préférentiellement à chacune de ces hélices 110, 110' avec son calage variable de pales associé 112, 112'.

Cette invention propose de réguler la poussée de turbomachines d'aéronef 100 telles qu'illustrée aux figures 1 et 2 au moyen de la méthode de
5 régulation selon l'invention. Celle-ci est illustrée en figure 5, et commentée ci-dessous pour une exécution préférée en régime stationnaire. La méthode peut être implémentée par un système de régulation tel qu'introduit dans l'exposé de l'invention. Conformément aux étapes (i) et (ii), la méthode propose :

- une boucle ouverte B0 pour réguler la poussée (actionnable directement par
10 une manette 1 de poussée, par exemple, par un pilote) au moyen du système 123 à calage variable d'aubes sur base du calage des aubes du redresseur 121 ;
- une boucle fermée B2 pour réguler le calage des pales de l'hélice 110 au
15 moyen du système 112 à calage variable de pales sur base d'une vitesse de rotation de l'hélice 110.

Cette boucle fermée B2 est fonction du régime stationnaire sélectionné sur base du dispositif approprié 2 dans la turbomachine d'aéronef, au sens où, ce régime est préférentiellement associé au préalable à une vitesse de rotation de l'hélice 110 à maintenir comme constante ou proche de constante. Ceci définit une
20 condition notée C2 pour la boucle fermée B2. Typiquement, des moyens 11 de mesures de cette vitesse de rotation sont adjoints. De façon optionnelle, cette condition C2 est remplacée et/ou complémentée (selon le régime stationnaire considéré) par une condition C2' associée au régime stationnaire choisi et à une première fonction monotone et bijective du calage des aubes du redresseur 121
25 de façon à imposer une certaine vitesse de rotation de l'hélice 110.

Très préférentiellement, la méthode prévoit une boucle fermée B1 pour réguler aussi le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion 160 sur le rapport $N2R/N1R$ des vitesses de rotation réduites des compresseurs haute 130 et basse 120 pression. Cette boucle fermée B1 est fonction du régime
30 stationnaire sélectionné sur base du dispositif approprié 2 dans la turbomachine

d'aéronef, au sens où, de préférence, ce régime est préalablement associé à un tel rapport $N2R/N1R$ à maintenir comme constant ou proche de constant. Ceci définit une condition notée C1 régulant la boucle fermée B1. Typiquement, des moyens 12, 13 de mesures des vitesses de rotation N1, N2, et des températures T2, T25 en entrée des compresseurs basse 120 et haute 130 pression sont adjoints respectivement. De façon optionnelle, la condition C1 est remplacée et/ou complémentée (selon le régime stationnaire considéré) par une condition C1' associée au régime stationnaire choisi et à une deuxième fonction monotone et bijective du calage des aubes du redresseur 121 de façon à imposer un certain rapport $N2R/N1R$.

Cette boucle fermée B1 susdite compose l'étape (iii) préférée de la méthode selon l'invention. Elle permet de stabiliser, ou à tout de moins de maîtriser, le point de fonctionnement du compresseur basse pression 120 au meilleur compromis de rendement et de stabilité. En effet, comme illustré aux figures 3 et 4 respectivement, les étapes (ii) et (i) de la méthode sont susceptibles d'amener un glissement de ce point de fonctionnement soit vers des rendements bas, soit vers une certaine instabilité. De façon plus précise, chacune de ces figures illustre le champ de fonctionnement 99 du compresseur basse pression 120, muni d'un repère d'axes 97 et 98 correspondant respectivement au débit (optionnellement réduit) et au taux de compression du compresseur basse pression 120. La ligne de pompage 71 définit et/ou estime une limite de stabilité de ce dernier. Il convient de garder une marge (dite marge au pompage) entre cette ligne de pompage 71 et le point de fonctionnement du compresseur basse pression 120, et ce notamment compte tenu des incertitudes sur la mesure des paramètres de fonctionnement de ce dernier. Un point de fonctionnement nominal et/ou désiré est à l'intersection d'une courbe 90 d'iso-vitesse et d'une ligne de fonctionnement 80 correspondant à un débit en l'entrée du compresseur haute pression 130 (c'est-à-dire, essentiellement, à un débit en la sortie du compresseur basse pression 120). Ce point de fonctionnement est situé dans une zone 85 de

rendement optimaux du compresseur basse pression 120, à une marge suffisante de la ligne de pompage 71.

La figure 3 illustre l'impact qu'une variation du calage de pales de l'hélice 110 est susceptible d'avoir sur le point de fonctionnement du compresseur basse pression 120 pour vitesse de rotation de l'hélice 110 conservée. Une telle variation modifie le besoin de puissance sur l'arbre basse pression 101 de la turbomachine d'aéronef 100, et en conséquence la vitesse de rotation du compresseur haute pression 130. D'une part, si le calage des pales de l'hélice 110 s'ouvre par rapport à une position initiale, le compresseur haute pression 130 est accéléré, ce qui se traduit par une translation de la ligne de fonctionnement du compresseur basse pression 120 vers la ligne 82. Le compresseur basse pression 120 évolue alors vers des plus bas rendements. D'autre part, si le calage des pales de l'hélice 110 se ferme par rapport à cette position initiale, le compresseur haute pression 130 est ralenti, ce qui se traduit par une translation de la ligne de fonctionnement du compresseur basse pression 120 vers la ligne 81. Le compresseur basse pression 120 évolue alors vers sa limite de stabilité.

La figure 4 illustre l'impact d'une variation du calage des aubes du redresseur 121 sur le point de fonctionnement du compresseur basse pression 120. De la même façon que ci-dessus, cette variation impacte la vitesse de rotation du compresseur haute pression 130. D'une part, si le calage des aubes du redresseur 121 s'ouvre par rapport à une position initiale de façon à accroître le débit d'air, le compresseur haute pression 130 est ralenti, ce qui translate le point de fonctionnement à l'intersection de la ligne de fonctionnement 81' et de la courbe d'iso-vitesse 91 (qui correspond à la même vitesse que la courbe 90 pour le calage des aubes du redresseur 121 susdit). Le compresseur basse pression 120 évolue alors vers sa limite de stabilité. D'autre part, si le calage des aubes du redresseur 121 se ferme par rapport à cette position initiale de façon à diminuer le débit d'air, le compresseur haute pression 130 est accéléré, ce qui translate le point de fonctionnement à l'intersection de la ligne de fonctionnement 82' et de la courbe d'iso-vitesse 92 (qui correspond à la même vitesse que la courbe 90 pour

le calage des aubes du redresseur 121 susdit). Le compresseur basse pression 120 évolue alors vers des plus bas rendements.

En résumé, la présente invention concerne une méthode et un système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef 100 à grand taux
5 de dilution, de préférence en régime stationnaire, par une action directe sur un système 123 à calage variable d'aubes d'un redresseur 121 d'un compresseur basse pression 120.

La présente invention a été décrite en relation avec des modes de réalisations spécifiques, qui ont une valeur purement illustrative et ne doivent pas
10 être considérés comme limitatifs. D'une manière générale, il apparaîtra évident pour un homme du métier que la présente invention n'est pas limitée aux exemples illustrés et/ou décrits ci-dessus.

Revendications

1. Méthode de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef (100),
pour une turbomachine d'aéronef (100) comprenant :
 - 5 - une hélice (110) comprenant une pluralité de pales;
 - un système (112) à calage variable desdites pales ;
 - successivement le long d'un axe moteur :
 - un compresseur basse pression (120) comprenant au moins un redresseur (121) muni d'un système (123) à calage variable d'aubes
 - 10 pour modifier une orientation d'aubes du redresseur (121),
 - un compresseur haute pression (130),
 - une chambre de combustion (160),
 - une ou plusieurs turbines (140, 150) ;

la méthode comprenant les étapes suivantes :

 - 15 (i) faire varier un calage d'aubes du redresseur (121) au moyen du système (123) à calage variable d'aubes pour réguler en boucle ouverte (B0) la poussée de la turbomachine (100) ;
 - (ii) réguler un calage de pales de l'hélice (110) en boucle fermée (B2) sur base d'une vitesse de rotation de l'hélice (110), au moyen du système
 - 20 (112) à calage variable de pales.

2. Méthode selon la revendication précédente, caractérisée en ce qu'elle comprend en outre l'étape (0) suivante qui précède les étapes (i) et (ii) :
 - (0) sélectionner un régime stationnaire pour la turbomachine d'aéronef
 - 25 (100) ;

le calage de pales de l'hélice (110) étant régulé à l'étape (ii) sur base du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0).

3. Méthode selon la revendication précédente, caractérisée en ce que le
- 30 calage de pales de l'hélice (110) est régulé à l'étape (ii) pour que la vitesse

de rotation de l'hélice (110) corresponde à une première fonction mathématique du calage d'aubes du redresseur (121), la première fonction dépendant du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0).

- 5 4. Méthode selon la revendication précédente, caractérisée en ce que la première fonction est une parmi :
- une fonction essentiellement constante,
 - une fonction monotone bijective, préférentiellement affine.
- 10 5. Méthode selon l'une quelconque des revendications précédentes, comprenant en outre l'étape suivante :
- (iii) réguler un débit de carburant injecté dans la chambre de combustion (160) en boucle fermée (B1) sur base d'un rapport de vitesses de rotation réduites des compresseurs haute (130) et basse (120) pression.
- 15
- 20 6. Méthode selon la revendication précédente lorsqu'elle dépend de l'une quelconque des revendications 2 à 4, caractérisée en ce que le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion (160) est régulé à l'étape (iii) sur base du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0).
- 25 7. Méthode selon la revendication précédente, caractérisée en ce que le débit de carburant injecté dans la chambre de combustion (160) est régulé à l'étape (iii) pour que ledit rapport corresponde à une deuxième fonction mathématique du calage d'aubes du redresseur (121), la deuxième fonction dépendant du régime stationnaire sélectionné à l'étape (0).
- 30 8. Méthode selon la revendication précédente, caractérisée en ce que la deuxième fonction est une parmi :
- une fonction essentiellement constante,

- une fonction monotone bijective, préférentiellement affine.
9. Méthode selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que la turbomachine d'aéronef (100) est d'un taux de dilution d'au moins 20.
10. Méthode selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisée en ce que la turbomachine d'aéronef (100) comprend une pluralité d'hélices (110, 110') munies de pales, chacune associée à un système (112, 112') à calage variable de ses pales, et en ce que l'étape (ii) s'applique pour chacune des hélices (110, 110') au moyen du système (112, 112') à calage variable de pales qui lui est associé.
11. Système de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef (100) comprenant des moyens pour mettre en œuvre la méthode selon l'une quelconque des revendications précédentes.
12. Turbomachine d'aéronef (100) comprenant :
- une hélice (110) comprenant une pluralité de pales;
 - un système (112) à calage variable desdites pales ;
 - successivement le long d'un axe moteur :
 - un compresseur basse pression (120) comprenant au moins un redresseur (121) muni d'un système (123) à calage variable d'aubes pour modifier une orientation d'aubes du redresseur (121),
 - un compresseur haute pression (130),
 - une chambre de combustion (160),
 - une ou plusieurs turbines (140, 150) ;
- caractérisée en ce qu'elle comprend le système de régulation selon la revendication précédente.

13. Turbomachine d'aéronef (100) selon la revendication précédente, caractérisée en ce que l'hélice (110) et le compresseur basse pression (120) sont reliés par l'intermédiaire d'un arbre basse pression (101) et d'un réducteur (111), de sorte que les vitesses de rotation de l'hélice (110) et du compresseur basse pression (120) sont proportionnelles.
- 5
14. Turbomachine d'aéronef (100) selon la revendication 13, caractérisée en ce qu'elle consiste en un turboréacteur à double flux, l'hélice (110) étant carénée.
- 10
15. Turbomachine d'aéronef (100) selon la revendication 13, caractérisée en ce qu'elle consiste en un propulseur à rotor ouvert, l'hélice (110) étant non carénée.

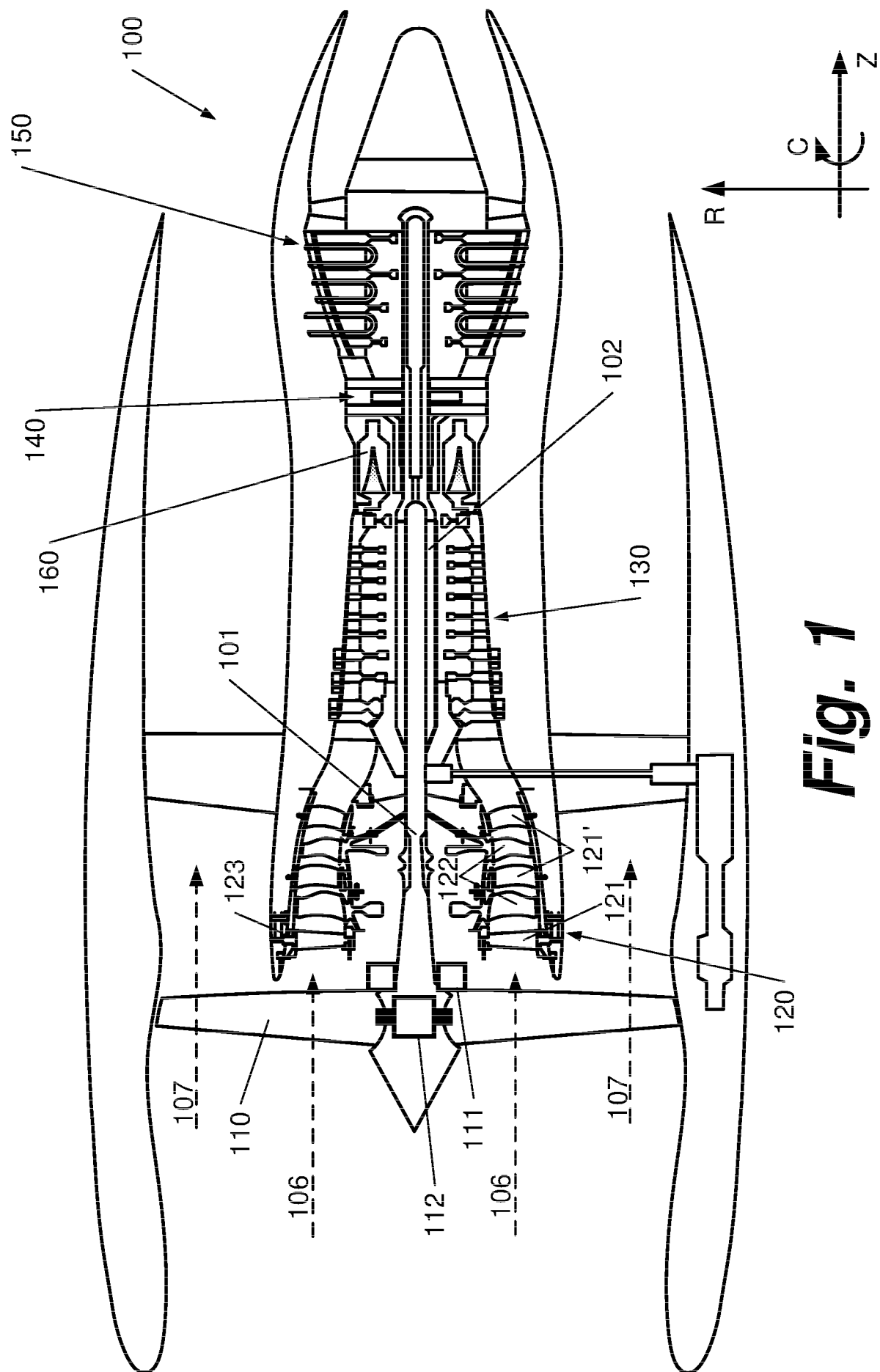
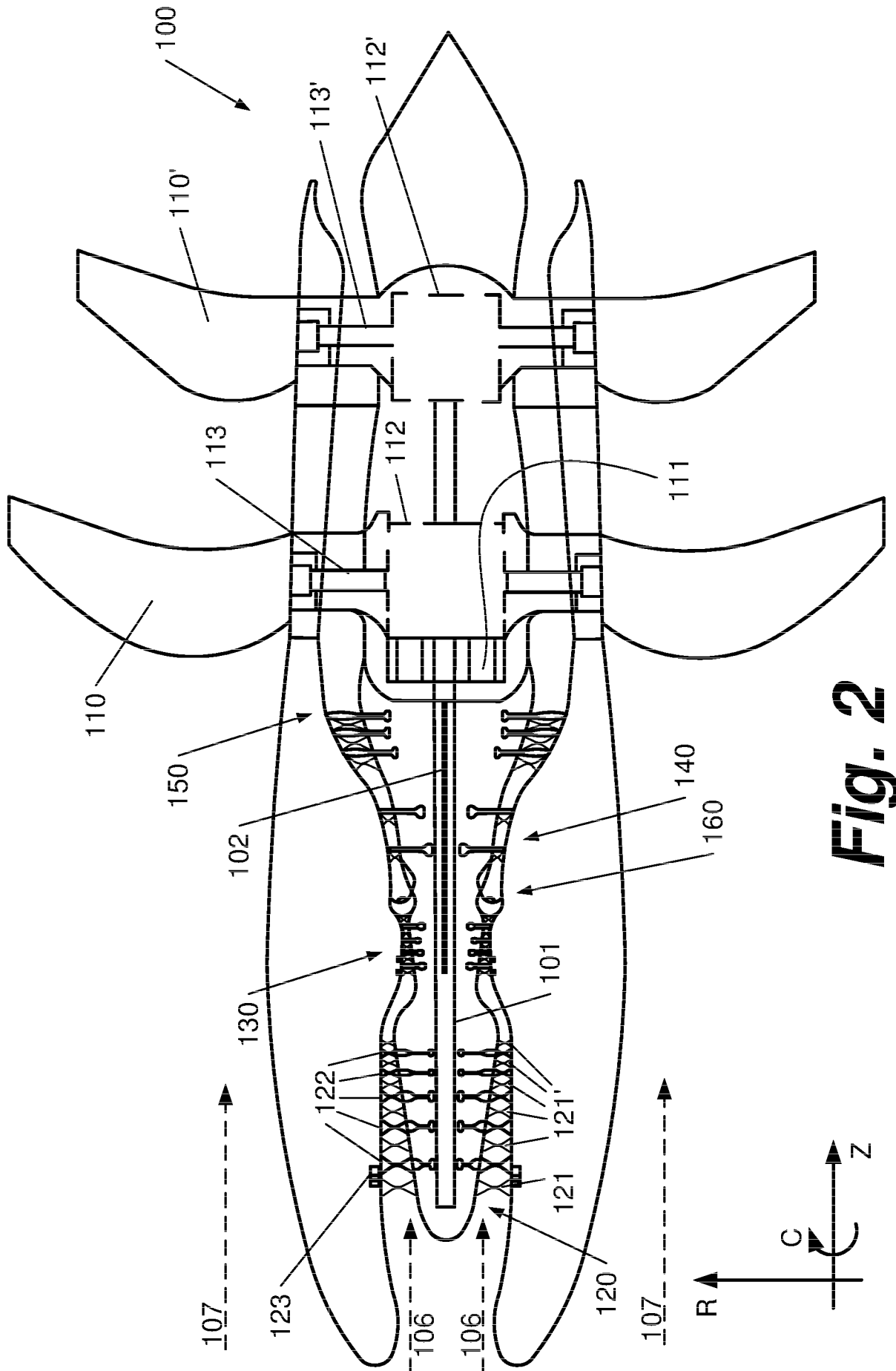


Fig. 1



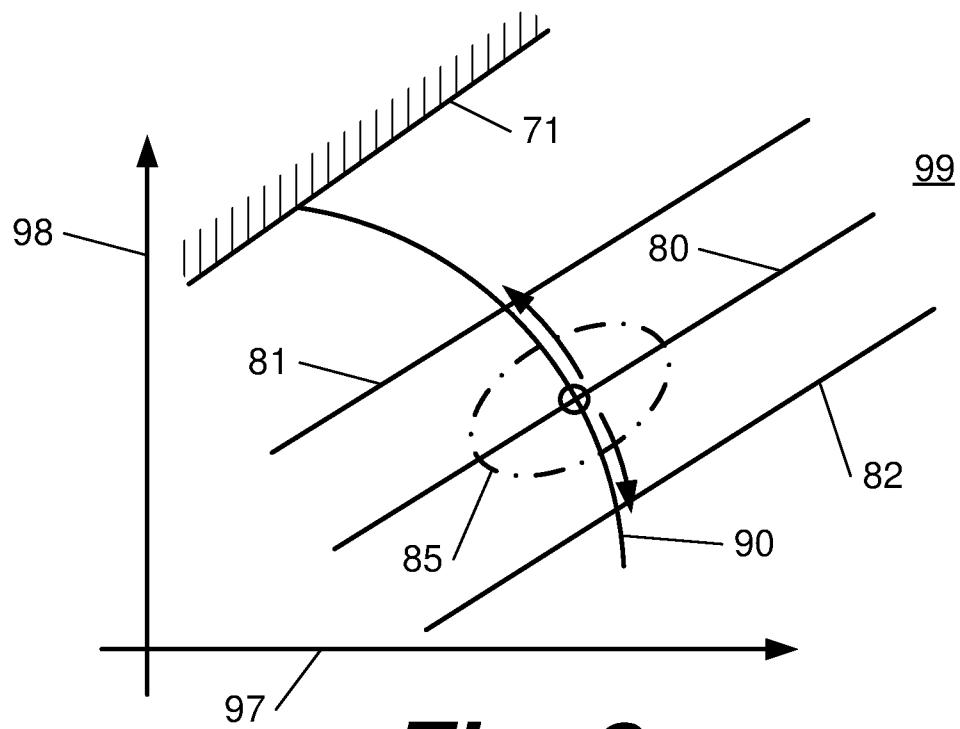


Fig. 3

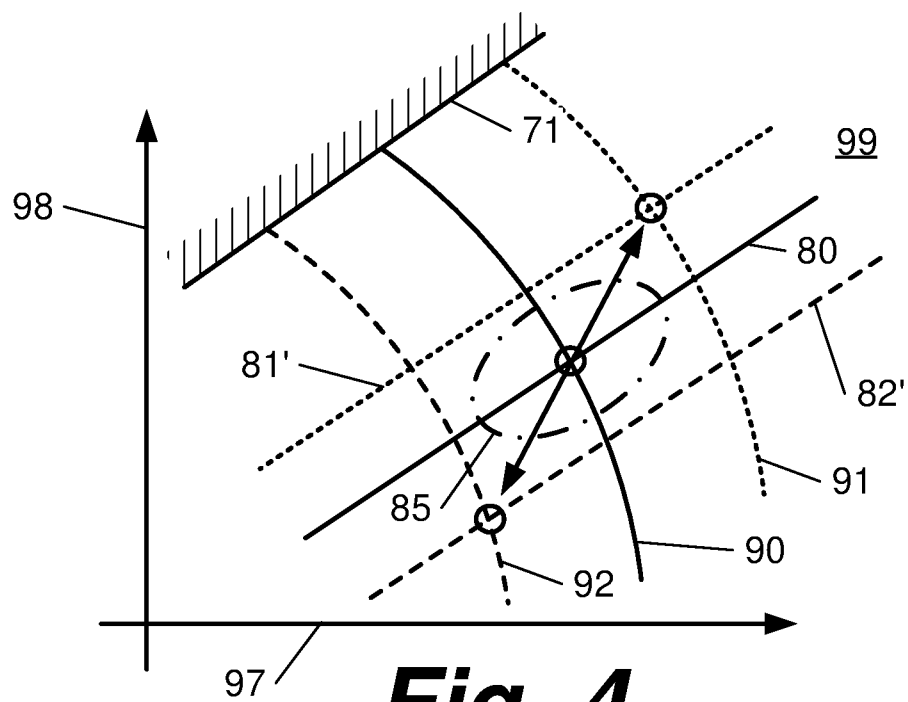


Fig. 4

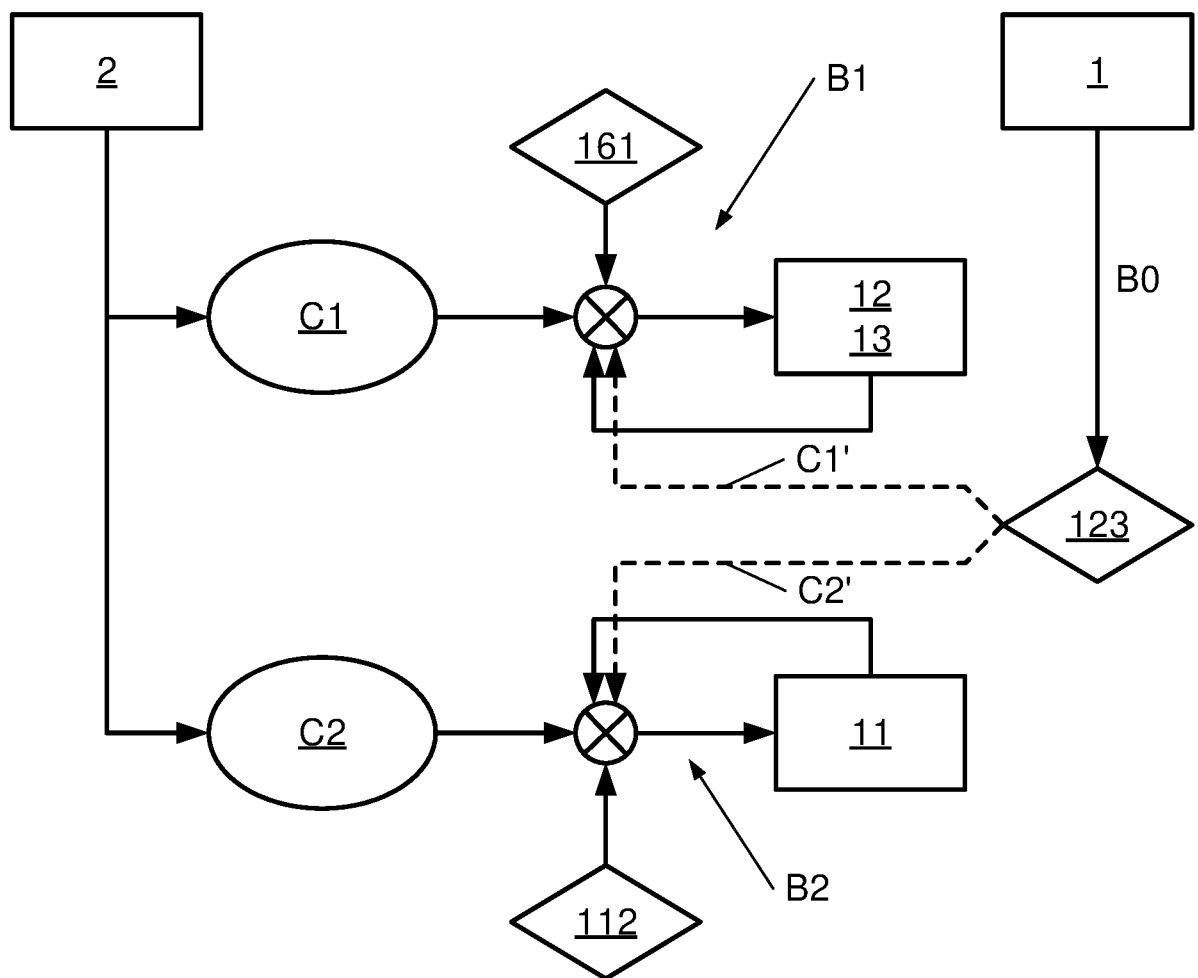


Fig. 5

TRAITE DE COOPERATION EN MATIERE DE BREVETS

RAPPORT DE RECHERCHE DE TYPE INTERNATIONAL ÉTABLI EN VERTU DE L'ARTICLE XI.23., §10 DU CODE DE DROIT ÉCONOMIQUE BELGE

IDENTIFICATION DE LA DEMANDE INTERNATIONALE	REFERENCE DU DEPOSANT OU DU MANDATAIRE
Demande nationale belge n° 202005570	Date du dépôt 14-08-2020
	Date de priorité revendiquée
Déposant (Nom) SAFRAN AERO BOOSTERS	
Date de la requête d'une recherche de type international 22-08-2020	Numéro attribué par l'administration chargée de la recherche internationale à la requête d'une recherche de type international SN76779
I. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE (en cas de plusieurs symboles de la classification, les indiquer tous)	
Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB Voir rapport de recherche	
II. DOMAINES RECHERCHES	
Documentation minimale consultée	
Système de classification	Symboles de la classification
IPC	Voir rapport de recherche
Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents font partie des domaines consultés	
III. ☐ IL A ÉTÉ ESTIMÉ QUE CERTAINES REVENDICATIONS NE POUVAIENT FAIRE L'OBJET D'UNE RECHERCHE (Observations sur la feuille supplémentaire)	
IV. ☐ ABSENCE D'UNITÉ DE L'INVENTION ET/OU CONSTATATION RELATIVE À L'ÉTENDUE DE LA RECHERCHE (Observations sur la feuille supplémentaire)	

RAPPORT DE RECHERCHE DE TYPE INTERNATIONAL

Demande de recherche No

BE 202005570

A. CLASSEMENT DE L'OBJET DE LA DEMANDE
INV. F02C9/20 F02K3/06 F02K3/072
ADD.

Selon la classification internationale des brevets (CIB) ou à la fois selon la classification nationale et la CIB

B. DOMAINES SUR LESQUELS LA RECHERCHE A PORTE

Documentation minimale consultée (système de classification suivi des symboles de classement)
F02C F02K

Documentation consultée autre que la documentation minimale dans la mesure où ces documents relèvent des domaines sur lesquels a porté la recherche

Base de données électronique consultée au cours de la recherche internationale (nom de la base de données, et si réalisable, termes de recherche utilisés)
EPO-Internal, WPI Data

C. DOCUMENTS CONSIDERES COMME PERTINENTS

Catégorie °	Documents cités, avec, le cas échéant, l'indication des passages pertinents	no. des revendications visées
A	US 2017/218841 A1 (NESTICO BRIAN FRANCIS [US] ET AL) 3 août 2017 (2017-08-03) * alinéa [0031] - alinéa [0078]; figures 1-10 *	1-15
A	US 4 080 785 A (KOFF BERNARD L ET AL) 28 mars 1978 (1978-03-28) * colonne 3, ligne 9 - colonne 9, ligne 63; figure 1 *	1-15
A	US 2020/088108 A1 (KLEIN KYLE [US] ET AL) 19 mars 2020 (2020-03-19) * alinéa [0034] - alinéa [0063]; figures 1-8 *	1-15



Voir la suite du cadre C pour la fin de la liste des documents



Les documents de familles de brevets sont indiqués en annexe

° Catégories spéciales de documents cités:

"A" document définissant l'état général de la technique, non considéré comme particulièrement pertinent
"E" document antérieur, mais publié à la date de dépôt ou après cette date
"L" document pouvant jeter un doute sur une revendication de priorité ou cité pour déterminer la date de publication d'une autre citation ou pour une raison spéciale (telle qu'indiquée)
"O" document se référant à une divulgation orale, à un usage, à une exposition ou tous autres moyens
"P" document publié avant la date de dépôt, mais postérieurement à la date de priorité revendiquée

"T" document ultérieur publié après la date de dépôt ou la date de priorité et n'appartenant pas à l'état de la technique pertinent, mais cité pour comprendre le principe ou la théorie constituant la base de l'invention

"X" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme nouvelle ou comme impliquant une activité inventive par rapport au document considéré isolément

"Y" document particulièrement pertinent; l'invention revendiquée ne peut être considérée comme impliquant une activité inventive lorsque le document est associé à un ou plusieurs autres documents de même nature, cette combinaison étant évidente pour une personne du métier

"&" document qui fait partie de la même famille de brevets

Date à laquelle la recherche de type international a été effectivement achevée

22 avril 2021

Date d'expédition du rapport de recherche de type international

Nom et adresse postale de l'administration chargée de la recherche internationale

Office Européen des Brevets, P.B. 5818 Patentlaan 2
NL - 2280 HV Rijswijk
Tel. (+31-70) 340-2040,
Fax: (+31-70) 340-3016

Fonctionnaire autorisé

Robelin, Bruno

RAPPORT DE RECHERCHE DE TYPE INTERNATIONAL

Renseignements relatifs aux membres de familles de brevets

Demande de recherche n

BE 202005570

Document brevet cité au rapport de recherche	Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
US 2017218841	A1	03-08-2017	CA 2955539 A1 02-08-2017
			CN 107023518 A 08-08-2017
			EP 3205833 A1 16-08-2017
			JP 2017137861 A 10-08-2017
			US 2017218841 A1 03-08-2017

US 4080785	A	28-03-1978	BE 825925 A 16-06-1975
			CA 1020365 A 08-11-1977
			CH 587416 A5 29-04-1977
			DE 2506500 A1 28-08-1975
			FR 2262200 A1 19-09-1975
			GB 1493049 A 23-11-1977
			IL 46522 A 31-07-1977
			IT 1031935 B 10-05-1979
			JP S598662 B2 25-02-1984
			JP S50124012 A 29-09-1975
			NL 7502219 A 27-08-1975
			SE 414811 B 18-08-1980
			US 4080785 A 28-03-1978

US 2020088108	A1	19-03-2020	AUCUN



OPINION ÉCRITE

Dossier N° SN76779	Date du dépôt(jour/mois/année) 14.08.2020	Date de priorité (jour/mois/année)	Demande n° BE202005570
Classification internationale des brevets (CIB) INV. F02C9/20 F02K3/06 F02K3/072			
Déposant SAFRAN AERO BOOSTERS			

La présente opinion contient des indications et les pages correspondantes relatives aux points suivants :

- ☒ Cadre n° I Base de l'opinion
- ☐ Cadre n° II Priorité
- ☐ Cadre n° III Absence de formulation d'opinion quant à la nouveauté, l'activité inventive et la possibilité d'application industrielle
- ☐ Cadre n° IV Absence d'unité de l'invention
- ☒ Cadre n° V Déclaration motivée quant à la nouveauté, l'activité inventive et la possibilité d'application industrielle; citations et explications à l'appui de cette déclaration
- ☐ Cadre n° VI Certains documents cités
- ☒ Cadre n° VII Irrégularités dans la demande
- ☒ Cadre n° VIII Observations relatives à la demande

Formulaire BE237A (feuille de couverture) (Janvier 2007)	Examineur Robelin, Bruno
--	-----------------------------

OPINION ÉCRITE

Demande n°
BE202005570

Cadre n° I Base de l'opinion

1. Cette opinion a été établie sur la base des revendications déposées avant le commencement de la recherche.
2. En ce qui concerne **la ou les séquences de nucléotides ou d'acides aminés** divulguées dans la demande, le cas échéant, cette opinion a été effectuée sur la base des éléments suivants :
 - a. Nature de l'élément:
 - ☐ un listage de la ou des séquences
 - ☐ un ou des tableaux relatifs au listage de la ou des séquences
 - b. Type de support:
 - ☐ sur papier
 - ☐ sous forme électronique
 - c. Moment du dépôt ou de la remise:
 - ☐ contenu(s) dans la demande telle que déposée
 - ☐ déposé(s) avec la demande, sous forme électronique
 - ☐ remis ultérieurement
3. ☐ De plus, lorsque plus d'une version ou d'une copie d'un listage des séquences ou d'un ou plusieurs tableaux y relatifs a été déposée, les déclarations requises selon lesquelles les informations fournies ultérieurement ou au titre de copies supplémentaires sont identiques à celles initialement fournies et ne vont pas au-delà de la divulgation faite dans la demande internationale telle que déposée initialement, selon le cas, ont été remises.
4. Commentaires complémentaires :

OPINION ÉCRITE

Demande n°
BE202005570

Cadre n° V Opinion motivée quant à la nouveauté, l'activité inventive et la possibilité d'application industrielle; citations et explications à l'appui de cette déclaration

1. Déclaration

Nouveauté	Oui :	Revendications	1-15
	Non :	Revendications	
Activité inventive	Oui :	Revendications	1-15
	Non :	Revendications	
Possibilité d'application industrielle	Oui :	Revendications	1-15
	Non :	Revendications	

2. Citations et explications

voir feuille séparée

Cadre n° VII Irrégularités dans la demande

Les irrégularités suivantes, concernant la forme ou le contenu de la demande, ont été constatées :

voir feuille séparée

Cadre n° VIII Observations relatives à la demande

voir feuille séparée

Ad point V

Déclaration motivée quant à la nouveauté, l'activité inventive et la possibilité d'application industrielle ; citations et explications à l'appui de cette déclaration

1 Il est fait référence aux documents suivants :

- D1 US 2020/088108 A1 (KLEIN KYLE [US] ET AL) 19 mars 2020 (2020-03-19)
- D2 US 2017/218841 A1 (NESTICO BRIAN FRANCIS [US] ET AL) 3 août 2017 (2017-08-03)
- D3 US 4 080 785 A (KOFF BERNARD L ET AL) 28 mars 1978 (1978-03-28)

2 Revendications indépendantes 1 et 11

2.1 La revendication 11 n'est pas claire.

En effet, les étapes

- (i) faire varier un calage d'aubes du redresseur (121) au moyen du système (123) à calage variable d'aubes pour réguler en boucle ouverte (BO) la poussée de la turbomachine (100) ; et
- (ii) réguler un calage de pales de l'hélice (110) en boucle fermée (B2) sur base d'une vitesse de rotation de l'hélice (110), au moyen du système (112) à calage variable de pales.

ne peuvent pas être entièrement exécutées par des moyens génériques de traitement des données, mais nécessitent également des moyens techniques spécifiques pour pouvoir être réalisées.

Ainsi, la description page 9 ligne 26 à page 10 ligne 15 indique les moyens techniques suivants:

pour mettre en oeuvre l'étape (i)

une première unité de commande configurée pour être couplée à une manette de poussée de la turbomachine et au système de calage variable d'aubes du redresseur pour commander un ajustement du calage des aubes en réponse à une action sur la manette de poussée

pour mettre en oeuvre l'étape (ii)

- des moyens de mesure configurés pour déterminer une vitesse de rotation et un calage des pales de l'hélice,
- une première unité logique couplée à ces moyens de mesure pour :
 - recevoir des mesures de ceux-ci,
 - effectuer une comparaison entre la mesure de la vitesse de rotation de l'hélice et une vitesse de rotation associée au régime stationnaire (et de préférence sur base d'une première fonction telle qu'introduite ci-dessus),
 - déterminer un ajustement éventuel du calage des pales de l'hélice sur base de cette comparaison et de la mesure calage des pales de l'hélice ;
- une deuxième unité de commande couplée à la première unité logique et configurée pour être couplée au système à calage variable de pales de l'hélice et pour commander ledit ajustement éventuel du calage des pales de l'hélice.

Ces caractéristiques sont essentielles pour obtenir l'effet technique du procédé et sont donc essentielles à la définition de l'invention.

La revendication indépendante 11 ne comporte pas ces caractéristiques et ne satisfait donc pas à l'exigence de clarté, à savoir qu'une revendication indépendante doit contenir toutes les caractéristiques techniques essentielles à la définition de l'invention.

Dans le cadre de la présente opinion, la revendication 11 a été interprétée comme comprenant ces caractéristiques.

2.2 Revendication 1

Le document D1, qui est considéré comme l'état de la technique le plus proche de l'objet de la revendication 1, divulgue

- une méthode de régulation de poussée d'une turbomachine d'aéronef (para.34-63, fig.1-8), pour une turbomachine d'aéronef comprenant :
 - une hélice (12) comprenant une pluralité de pales (28);
 - un système à calage variable desdites pales (para.36);
 - successivement le long d'un axe moteur :
 - un compresseur basse pression (14, partie LPC para.35) comprenant au moins un redresseur (15) muni d'un système à calage variable d'aubes pour modifier une orientation d'aubes du redresseur (para.38 et 41),

- un compresseur haute pression (14, partie HPC para.35),
- une chambre de combustion (16),
- une ou plusieurs turbines (18);

la méthode comprenant les étapes suivantes :

(i) faire varier un calage d'aubes du redresseur au moyen du système à calage variable d'aubes;

(ii) réguler un calage de pales de l'hélice au moyen du système à calage variable de pales.

Par conséquent, l'objet de la revendication 1 diffère de cette méthode connue en ce que

l'étape (i) est fait pour réguler en boucle ouverte (BO) la poussée de la turbomachine ;

l'étape (ii) est faite en boucle fermée (B2) sur base d'une vitesse de rotation de l'hélice.

Il est donc nouveau.

Le problème que la présente invention se propose de résoudre peut être considéré comme étant

d'optimiser la régulation de la turbomachine.

La solution à ce problème, proposée dans la revendication 1 de la présente demande, est considérée comme impliquant une activité inventive pour les motifs suivants :

La régulation de poussée en agissant sur le compresseur permet une meilleure réactivité qu'une régulation de poussée agissant sur le pas d'hélice, l'inertie du compresseur étant beaucoup plus faible que celle d'une hélice. Par ailleurs, cela permet d'assurer avec plus de certitude la marge au pompage du compresseur. La poussée étant régulée avec précision, le calage de pas d'hélice n'est alors utilisé que pour assurer une vitesse de rotation constante de l'hélice.

Le document D1 indique l'utilisation de tables où sont enregistrées les positions optimisées de l'hélice et du redresseur, ces valeurs ayant été calculé au préalable dans différentes conditions. D1 indique également la possibilité de calcul d'optimisation en temps réel, mais sans préciser la méthode de calcul. Le document D2 indique une détermination des positions des éléments à géométrie variable sur la base de données mesurées par des capteurs, notamment pour conserver la marge au pompage, mais sans donner plus de précisions. D3 ne donne quant à lui pas d'information sur la méthode de

régulation. Aucun des documents de l'art antérieur ne divulgue donc la combinaison de caractéristiques de la revendication 1, ni même ne donne d'indication pouvant conduire l'homme du métier à envisager cette combinaison.

2.3 Revendication 11

Un raisonnement similaire s'applique pour l'objet de la revendication 11 qui est donc également considéré comme nouveau et impliquant une activité inventive.

3 Revendications dépendantes 2-10 et 12-15

Les revendications 2-10 et 12-15 dépendent respectivement des revendications 1 et 11 et satisfont donc également, en tant que telles, aux exigences de nouveauté et d'activité inventive.

Ad point VII

Certaines irrégularités relevées dans la demande

- 1 La description ne mentionne pas l'état de la technique pertinent qui est divulgué dans le document D1 et ne cite pas ces documents.
- 2 Les revendications indépendantes ne sont pas présentées en deux parties. Il conviendrait d'inclure dans le préambule les caractéristiques qui, combinées entre elles, font partie de l'état de la technique, et d'introduire dans la partie caractérisante les caractéristiques restantes.

Ad point VIII

Certaines observations relatives à la demande

- 1 La revendication 11 n'est pas claire (voir point V.2.1 supra).