

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
COURBEVOIE

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

3 080 652

②1 N° d'enregistrement national : 18 53720

⑤1 Int Cl⁸ : F 02 K 3/06 (2018.01), F 02 C 7/10, 7/36, F 04 D 17/06, 19/00

①2 DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 27.04.18.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la demande : 01.11.19 Bulletin 19/44.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux apparentés :

○ Demande(s) d'extension :

⑦1 Demandeur(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES — FR.

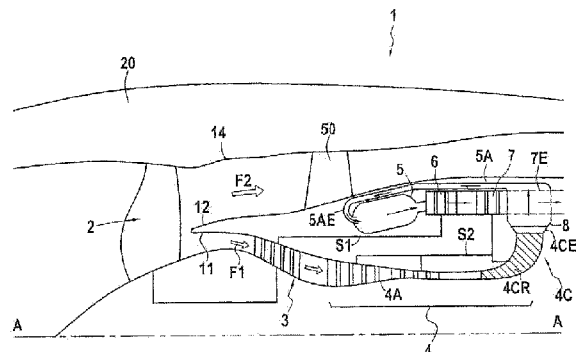
⑦2 Inventeur(s) : TANTOT NICOLAS, JEROME, JEAN.

⑦3 Titulaire(s) : SAFRAN AIRCRAFT ENGINES.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

⑤4 TURBOMACHINE A ARCHITECTURE INVERSEE, OPTIONNELLEMENT POURVUE D'UN RECUPERATEUR DE CHALEUR EN SORTIE DE TURBINE BASSE PRESSION.

⑤7 Turbomachine (1), comprenant: un compresseur basse pression (3);
un compresseur haute pression (4) alimenté en air comprimé par le compresseur basse pression (3);
une chambre de combustion (5) alimentée en air comprimé par le compresseur haute pression (4);
une turbine haute pression (6) alimentée en gaz sortant de la chambre de combustion (5); et
une turbine basse pression (7) alimentée en gaz par la turbine haute pression (6),
dans laquelle le compresseur basse pression (3) est entraîné par la turbine haute pression (6) via un premier arbre principal (S1), et le compresseur haute pression (4) est entraîné par la turbine basse pression (7) via un deuxième arbre principal (S2).



FR 3 080 652 - A1



DOMAINE DE L'INVENTION

[0001] Le présent exposé concerne une turbomachine, en particulier pourvue d'un récupérateur de chaleur en sortie de turbine basse pression.

5 ARRIÈRE-PLAN TECHNOLOGIQUE

[0002] La FIG 1 représente, en demi-coupe selon un plan vertical passant par son axe principal A1-A1, une turbomachine 101 connue pourvue d'un récupérateur de chaleur.

[0003] La turbomachine 101 comprend, d'amont en aval selon la
10 circulation du flux d'air, une soufflante 102, un compresseur basse pression 103 (également appelé « booster » en anglais), un compresseur haute pression 104, une chambre de combustion 105, une turbine haute pression 106, et une turbine basse pression 107. Ces différents éléments sont installés à l'intérieur d'une nacelle 120, de manière à obtenir un
15 ensemble propulsif comprenant la nacelle 120 et la turbomachine 101.

[0004] En aval de la soufflante 102, le flux d'air est divisé en une première partie de flux d'air (aussi appelée flux primaire) F1 passant par le compresseur basse pression 103, et une deuxième partie de flux d'air (aussi appelée flux secondaire) F2 s'écoulant en dérivation autour du
20 compresseur basse pression 103.

[0005] Le flux primaire F1 est séparé du flux primaire F2 par deux viroles, une virole interne 111 et une virole externe 112. En outre, le flux primaire F2 est guidé par la virole externe 112 et une virole de carter 114 disposée autour de la virole externe 112. Des aubes de redresseur
25 sont prévues entre la virole externe 112 et la virole de carter 114 afin de redresser le flux primaire F2.

[0006] Comme cela est connu, la soufflante 102 et le compresseur basse pression 103 sont entraînés par la turbine basse pression 107 via un arbre principal basse pression SL, tandis que le compresseur haute
30 pression 104 est entraîné par la turbine haute pression 106 via un arbre

principal haute pression SH. L'arbre principal basse pression SL s'étend typiquement à l'intérieur de l'arbre principal haute pression SH.

[0007] Comme mentionné ci-dessus, la turbomachine 101 est une turbomachine pourvue d'un récupérateur de chaleur, c'est-à-dire qu'elle
5 comprend en outre un échangeur de chaleur 108, aussi connu sous l'appellation « récupérateur de chaleur » ou plus simplement « récupérateur ». Comme illustré très schématiquement sur la FIG 1, un tel échangeur de chaleur 108 est alimenté, via un conduit d'admission 108A, en air comprimé sortant du compresseur haute pression 104. Cet air
10 comprimé est réchauffé au sein de l'échangeur de chaleur 108 par les gaz chauds sortant de la turbine basse pression 107, puis est renvoyé en direction de la chambre de combustion 105 via un conduit de retour 108B. La présence de l'échangeur de chaleur 108 a, en théorie, pour avantage de diminuer la consommation en carburant (et donc d'améliorer le
15 rendement thermique) de la turbomachine 101, puisque l'air entrant dans la chambre de combustion 105 a déjà été préchauffé par les gaz chauds sortant de la turbine basse pression 107.

[0008] Cette architecture connue présente des inconvénients.

[0009] En effet, le compresseur basse pression 103, le compresseur
20 haute pression 104, la chambre de combustion 105, la turbine haute pression 106, et la turbine basse pression 107 sont disposés axialement les uns derrière les autres, de sorte que le volume et la longueur totaux de la turbomachine 101 sont importants. Il en résulte que la surface extérieure globale de la nacelle 120 au contact de l'air extérieur (aussi
25 connue sous l'appellation française « surface mouillée nacelle » ou sous l'appellation anglaise « wetted surface ») est importante. Or, plus la surface mouillée nacelle est importante, plus la traînée aérodynamique est importante. Cette traînée aérodynamique importante dégrade les performances de l'avion sur lequel est monté l'ensemble propulsif
30 comprenant la turbomachine 101.

[0010] Par ailleurs, en pratique, il s'avère que le gain en consommation de carburant apporté par la présence du récupérateur de chaleur est annulé par les pertes de charge au sein du conduit d'admission 108A et du conduit de retour 108B, et par la masse supplémentaire de ces
5 conduits et des éléments structurels nécessaires pour les maintenir en place. En outre, l'échangeur de chaleur 108 est disposé axialement derrière la turbine basse pression 107, ce qui augmente encore la surface mouillée nacelle et la masse de l'ensemble propulsif comprenant la turbomachine 101.

10 [0011] Il existe donc un réel besoin d'une turbomachine et d'un ensemble propulsif correspondant qui présentent une surface mouillée nacelle plus réduite et/ou une masse plus réduite et/ou un rendement amélioré.

15 PRÉSENTATION DE L'INVENTION

[0012] Le présent exposé concerne une turbomachine, comprenant :

- Un compresseur basse pression ;
- un compresseur haute pression alimenté en air comprimé par le
20 compresseur basse pression ;
- une chambre de combustion alimentée en air comprimé par le compresseur haute pression ;
- une turbine haute pression alimentée en gaz sortant de la chambre de combustion ; et
- 25 une turbine basse pression alimentée en gaz par la turbine haute pression,
- dans laquelle le compresseur basse pression est entraîné par la turbine haute pression via un premier arbre principal, et le compresseur haute pression est entraîné par la turbine basse pression via un deuxième
30 arbre principal.

[0013] La configuration ci-dessus permet de diminuer la longueur totale de la turbomachine et donc la surface mouillée nacelle ainsi que la masse d'un ensemble propulsif comprenant la turbomachine.

[0014] Dans certains modes de réalisation, la turbomachine
5 comprend en outre un dispositif de transfert de chaleur configuré pour chauffer l'air comprimé par le compresseur haute pression à l'aide de gaz sortant de la turbine basse pression.

[0015] Comme mentionné ci-dessus, le fait que l'air comprimé par le compresseur haute pression soit réchauffé par les gaz chauds sortant de
10 la turbine basse pression permet de diminuer la consommation en carburant (et donc d'améliorer le rendement thermique) de la turbomachine. Toutefois, puisque la configuration ci-dessus permet de diminuer la longueur totale de la turbomachine, ce gain en consommation de carburant n'est pas annulé par une surface mouillée nacelle excessive,
15 ni par la masse supplémentaire du dispositif de transfert de chaleur. D'autre part, le dispositif de transfert de chaleur peut être situé considérablement plus près du compresseur haute pression que dans l'architecture connue décrite ci-dessus, ce qui diminue considérablement les pertes de charge dues aux conduits acheminant l'air comprimé par le
20 compresseur haute pression au dispositif de transfert de chaleur. Ainsi, contrairement à l'architecture connue décrite ci-dessus, le dispositif de transfert de chaleur procure à la turbomachine un gain net en consommation en carburant et en rendement. Ce gain net est particulièrement appréciable dans les applications aéronautiques, où les
25 constructeurs et les opérateurs recherchent constamment des gains en consommation en carburant ainsi que le rapport puissance/masse le plus élevé possible.

[0016] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de transfert de chaleur est un échangeur de chaleur.

[0017] Un tel échangeur de chaleur présente l'avantage d'être une pièce dépourvue de parties mobiles, intrinsèquement robuste, et au coût de production modéré. Il présente en outre l'avantage d'être simple à entretenir, et à remplacer si nécessaire.

5 [0018] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de transfert de chaleur est annulaire et présente le même axe de révolution que la turbomachine.

[0019] Dans certains modes de réalisation, le premier arbre principal et le deuxième arbre principal sont contrarotatifs.

10 [0020] Ceci permet de ne pas disposer d'étage de redresseur entre le compresseur basse pression et le compresseur haute pression.

[0021] Dans certains modes de réalisation, le deuxième arbre principal est disposé radialement à l'intérieur du premier arbre principal.

[0022] Dans certains modes de réalisation, le deuxième arbre principal s'étend partiellement à l'intérieur du premier arbre principal.

15 [0023] Ceci diminue encore la longueur totale de la turbomachine et donc de l'ensemble propulsif.

[0024] Dans certains modes de réalisation, la turbomachine comprend en outre une soufflante disposée en amont du compresseur basse pression, et comprend en outre un premier ensemble de transmission disposé entre le premier arbre principal et un arbre d'entraînement de la soufflante, le premier ensemble de transmission étant configuré de sorte que l'arbre d'entraînement de la soufflante tourne à une vitesse de rotation moins élevée que le premier arbre principal.

20 [0025] Grâce au premier ensemble de transmission, la soufflante et la turbine haute pression peuvent chacune tourner à la vitesse de rotation qui leur permet d'atteindre chacune leur point de fonctionnement optimal du point de vue aérodynamique. Ceci permet d'améliorer encore le rendement de la turbomachine.

[0026] Dans certains modes de réalisation, le compresseur haute pression comprend un étage de compresseur centrifuge.

[0027] Dans certains modes de réalisation, l'étage de compresseur centrifuge est le dernier étage du compresseur haute pression.

5 [0028] Dans certains modes de réalisation, le dispositif de transfert de chaleur est disposé radialement à l'extérieur de l'étage de compresseur centrifuge.

[0029] De cette manière, l'étage de compresseur centrifuge effectue une dernière compression de l'air passant à travers le compresseur haute
10 pression tout en imprimant à l'air comprimé le mouvement radial nécessaire pour l'envoyer vers le dispositif de transfert de chaleur. Ceci diminue les pertes de charge au sein de la turbomachine, et améliore donc encore son rendement. En outre, en sortie de l'étage de compresseur centrifuge, la vitesse d'écoulement de l'air est relativement faible, ce qui
15 tend à encore diminuer les pertes de charge.

[0030] Dans certains modes de réalisation, la turbomachine comprend en outre un deuxième ensemble de transmission disposé entre le deuxième arbre principal et un arbre d'entraînement du rouet de l'étage de compresseur centrifuge, le deuxième ensemble de transmission étant
20 configuré de sorte que l'arbre d'entraînement du rouet de l'étage de compresseur centrifuge tourne à une vitesse de rotation plus élevée que le deuxième arbre principal.

[0031] Grâce au deuxième ensemble de transmission, l'étage de compresseur centrifuge et la turbine basse pression peuvent chacun
25 tourner à la vitesse de rotation qui leur permet d'atteindre chacune leur point de fonctionnement optimal du point de vue aérodynamique. Ceci permet d'améliorer encore le rendement de la turbomachine.

[0032] Le présent exposé concerne également un ensemble propulsif, notamment pour aéronef, comprenant une nacelle et la

turbomachine décrite ci-dessus, la turbomachine étant disposée dans la nacelle.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

5 [0033] Les dessins annexés sont schématiques et visent avant tout à illustrer les principes de l'invention.

[0034] Sur ces dessins, d'une figure (FIG) à l'autre, des éléments (ou parties d'élément) identiques sont repérés par les mêmes signes de référence.

10 [0035] La FIG 1 représente, en demi-coupe selon un plan vertical passant par son axe principal A1-A1, une turbomachine connue comportant un récupérateur de chaleur.

[0036] La FIG 2 représente, en demi-coupe axiale selon un plan vertical passant par son axe principal A-A, une turbomachine conforme au
15 présent exposé.

[0037] La FIG 3 représente une variante de la turbomachine de la FIG 2.

[0038] La FIG 4 représente une autre variante de la turbomachine de la FIG 2.

20

DESCRIPTION DÉTAILLÉE DE L'INVENTION

[0039] Afin de rendre plus concrète l'invention, des exemples de turbomachines sont décrits en détail ci-après, en référence aux dessins annexés. Il est rappelé que l'invention ne se limite pas à ces exemples.

25 [0040] La FIG 2 représente, en demi-coupe axiale selon un plan vertical passant par son axe principal A-A, une turbomachine 1 conforme au présent exposé.

[0041] La turbomachine 1 comprend un compresseur basse pression 3, un compresseur haute pression 4, une chambre de combustion 5, une
30 turbine haute pression 6, et une turbine basse pression 7.

[0042] Ces différents éléments de la turbomachine 1 peuvent être installés à l'intérieur d'une nacelle 20. La nacelle 20 peut être apte à assurer la fixation de la turbomachine 1 à un élément structurel, par exemple un élément structurel d'un aéronef, tel qu'une aile de l'aéronef ou le fuselage de l'aéronef. On obtient ainsi un ensemble propulsif comprenant la nacelle 20 et la turbomachine 1.

[0043] Optionnellement, une soufflante 2 est prévue en amont du compresseur basse pression 3, et par exemple à l'intérieur de la nacelle 20. Dans ce cas, en aval de la soufflante 2, le flux d'air est divisé en une première partie de flux d'air (aussi appelée flux primaire) F1 passant par le compresseur basse pression 3, et une deuxième partie de flux d'air (aussi appelée flux secondaire) F2 s'écoulant en dérivation autour du compresseur basse pression 3. Le flux primaire F1 est séparé du flux secondaire F2 par deux viroles, une virole interne 11 et une virole externe 12. En outre, le flux secondaire F2 est guidé par la virole externe 12 et une virole de carter 14 disposée autour de la virole externe 12. Des aubes de redresseur 50 sont prévues entre la virole externe 12 et la virole de carter 14 afin de redresser le flux primaire F2. Les aubes de redresseur 50 peuvent avoir un rôle structurel, c'est-à-dire qu'elles peuvent contribuer à supporter les éléments extérieurs de l'ensemble propulsif.

[0044] De manière classique, lorsque la turbomachine 1 fonctionne, le compresseur basse pression 3 comprime l'air du flux primaire F1. Le compresseur haute pression 4 est alimenté en air comprimé par le compresseur basse pression 3, et la chambre de combustion 5 est alimentée en air comprimé par le compresseur haute pression 4. Un injecteur de carburant (non représenté) injecte du carburant dans la chambre de combustion 5, ce carburant étant brûlé avec l'air comprimé arrivant dans la chambre de combustion 5. Les gaz chauds issus de cette combustion sortent de la chambre de combustion 5, et alimentent la turbine haute pression 6. Dans la turbine haute pression 6, les gaz

subissent une première détente et entraînent la turbine haute pression 6. Les gaz ainsi détendus alimentent ensuite la turbine basse pression 7. Dans la turbine basse pression 7, les gaz subissent une deuxième détente et entraînent la turbine basse pression 7. Les gaz sortant de la turbine basse pression 7 peuvent être éjectés de manière mélangée (non représentée sur la FIG 2) avec le flux secondaire F2, ou bien de manière séparée (non représentée sur la FIG 2).

[0045] Lorsque la turbomachine 1 fonctionne, la turbine haute pression 6 et la turbine basse pression 7 entraînent le compresseur basse pression 3 et le compresseur haute pression 4. Toutefois, à l'inverse de la turbomachine 101 connue décrite ci-dessus, le compresseur basse pression 3 est entraîné par la turbine haute pression 6, tandis que le compresseur haute pression 4 est entraîné par la turbine basse pression 7.

[0046] On peut donc dire que la turbomachine 1 présente ainsi une architecture de transmission de puissance « inversée » par rapport à celle de la turbomachine 101 connue décrite ci-dessus.

[0047] Plus concrètement, et comme représenté schématiquement sur la FIG 2, le compresseur basse pression 3 est relié à la turbine haute pression 6 via un premier ensemble d'entraînement comprenant un premier arbre principal S1. Lorsque la soufflante 2 est présente, celle-ci est également reliée à la turbine haute pression 6 via ce premier ensemble d'entraînement. Le compresseur basse pression 4 est quant à lui relié à la turbine haute pression 7 via un deuxième ensemble d'entraînement comprenant un deuxième arbre principal S2.

[0048] Le premier arbre principal S1 et le deuxième arbre principal S2 sont de préférence contrarotatifs, c'est-à-dire tournant en sens inverse l'un de l'autre, ce qui permet de ne pas disposer d'étage de redresseur entre le compresseur basse pression 3 et le compresseur haute pression 4 et entre la turbine haute pression 6 et la turbine basse pression 7. Le premier arbre principal S1 et le deuxième arbre principal S2 peuvent

toutefois être aussi co-rotatifs, c'est-à-dire tournant dans le même sens, sans pour autant sortir du cadre du présent exposé.

[0049] Le premier arbre principal S1 et le deuxième arbre principal S2 sont typiquement coaxiaux. Par exemple, l'axe de rotation du premier arbre principal S1 et de l'arbre principal S2 est l'axe principal A-A de la turbomachine 1.

[0050] Dans l'exemple représenté sur la FIG 2, le deuxième arbre principal S2 est disposé radialement à l'intérieur du premier arbre principal S1. On évite ainsi un éventuel entrecroisement entre le premier ensemble d'entraînement et le deuxième ensemble d'entraînement. Il en résulte que la longueur et la masse du premier arbre principal S1 et du deuxième arbre principal S2 sont réduites, de même que la longueur, la masse et la complexité de leurs supports respectifs. Ceci diminue la longueur totale de la turbomachine 1 et donc la surface mouillée nacelle et la masse de l'ensemble propulsif.

[0051] Au sens du présent exposé, le terme « radialement » s'entend par rapport à l'axe principal A-A de la turbomachine 1. Ainsi, « A est disposé radialement à l'intérieur de B » signifie que A est plus près de l'axe principal A-A que B, et « A est disposé radialement à l'extérieur de B » signifie que A est plus loin de l'axe principal A-A que B.

[0052] Au sens du présent exposé, le terme « axialement » s'entend aussi par rapport à l'axe principal A-A de la turbomachine 1.

[0053] En outre, le deuxième arbre principal S2 peut s'étendre partiellement à l'intérieur du premier arbre principal S1 comme représenté sur la FIG 2, ce qui diminue encore la longueur totale de la turbomachine 1 et donc la surface mouillée nacelle et la masse de l'ensemble propulsif.

[0054] Le compresseur basse pression 3 comprend typiquement un ou plusieurs étages de compresseur axial.

[0055] Le compresseur haute pression 4 comprend typiquement plusieurs étages de compresseur, comme cela sera détaillé plus loin.

[0056] La turbine haute pression 6 et la turbine basse pression 7 peuvent chacune comprendre un ou plusieurs étages de turbine.

[0057] De préférence, l'axe de révolution de la chambre de combustion 5 est l'axe principal A-A de la turbomachine 1, de sorte que la chambre de combustion 5 présente le même axe de révolution que la turbomachine 1.

[0058] Dans l'exemple représenté sur la FIG 2, la chambre de combustion 5 est disposée radialement à l'extérieur du compresseur haute pression 3 et du compresseur basse pression 4.

10 [0059] Plus particulièrement, comme représenté sur la FIG 2, la chambre de combustion 5 peut entourer partiellement le compresseur haute pression 4.

[0060] La turbine haute pression 6 et/ou la turbine basse pression 7 peuvent aussi entourer partiellement le compresseur basse pression 4.

15 [0061] Il en résulte que la longueur des arbres principaux S1 et S2 est réduite, ce qui diminue encore la longueur totale de la turbomachine 1 et donc la surface mouillée nacelle et la masse de l'ensemble propulsif.

[0062] De plus, il subsiste un espace libre disponible dans la partie centrale de la turbomachine 1 située derrière le compresseur haute pression 4 (en bas à droite sur la FIG 2). Cet espace libre peut être utilisé pour installer dans la turbomachine 1 divers équipements annexes, tels que des pompes, des générateurs électriques, ou des prises de puissance mécanique (lesquelles sont généralement reliées mécaniquement à l'ensemble tournant supportant le compresseur haute pression 4), sans pénaliser la surface mouillée nacelle de l'ensemble propulsif. En outre, la maintenance de ces équipements annexes est facilitée, car ils sont accessibles depuis l'arrière de la turbomachine 1 (côté de droite sur la FIG 2). De plus, ces équipements annexes sont relativement éloignés de la zone la plus chaude de la turbomachine 1, ce qui est favorable à leur durée de vie. On remarquera également que la connexion mécanique des

20

25

30

prises de puissance mécanique à l'ensemble tournant supportant le compresseur haute pression 4 est plus aisé.

[0063] Afin de faire parvenir l'air comprimé par le compresseur haute pression 4 à la chambre de combustion 5, la turbomachine 1
5 comprend un circuit d'admission d'air qui va être détaillé ci-dessous.

[0064] Comme représenté sur la FIG 2, le circuit d'admission d'air comprend un canal d'admission radial 4CE.

[0065] Le canal d'admission radial 4CE est disposé en sortie du dernier étage du compresseur haute pression 4. Le canal d'admission
10 radial 4CE guide l'air sortant du dernier étage du compresseur haute pression 4 dans une direction non parallèle à l'axe A-A et s'éloignant de l'axe A-A. Le canal d'admission radial 4CE est typiquement évasé afin d'assurer la diffusion de l'air sortant du dernier étage du compresseur haute pression 4.

[0066] Dans certaines variantes (non représentées), le compresseur haute pression 4 ne comprend pas d'étage de compresseur centrifuge. Dans ce cas, le canal d'admission radial 4CE guide l'air sortant du dernier
15 étage (typiquement un étage de compresseur axial) du compresseur haute pression 4 dans une direction non parallèle à l'axe A-A et s'éloignant de l'axe A-A.
20

[0067] Avantagusement, toutefois, le dernier étage du compresseur haute pression 4 est un étage de compresseur centrifuge 4C.

[0068] Comme cela est connu, un tel étage de compresseur centrifuge 4C comprend un rouet 4CR qui est entraîné par un arbre
25 d'entraînement et qui comprime l'air entrant dans l'étage de compresseur centrifuge 4C et expulse radialement l'air ainsi comprimé à l'extérieur de l'étage de compresseur centrifuge 4C.

[0069] De cette manière, l'étage de compresseur centrifuge 4C effectue une dernière compression de l'air passant à travers le
30 compresseur haute pression 4 tout en imprimant à l'air comprimé le

mouvement radial nécessaire pour l'envoyer dans canal d'admission radial 4CE du circuit d'admission d'air. Ceci évite des pertes de charge au sein de la turbomachine 1 en sortie du compresseur haute pression 4, par rapport aux variantes pré-citées ne présentant pas l'étage de compresseur centrifuge 4C.

[0070] En outre, en sortie de l'étage de compresseur centrifuge 4C, la vitesse d'écoulement de l'air est relativement faible, ce qui tend à encore diminuer les pertes de charge.

[0071] En amont de l'étage de compresseur centrifuge 4C, le compresseur haute pression 4 comprend typiquement un ou plusieurs étages de compresseur axial 4A.

[0072] Dans d'autres variantes (non représentées), le premier étage ou un étage intermédiaire du compresseur haute pression 4 est un étage de compresseur centrifuge.

[0073] En aval (dans le sens de la circulation de l'air dans le circuit d'admission d'air) du conduit d'admission radial 4CE, le circuit d'admission d'air comprend un conduit de circulation d'air 5A.

[0074] Le conduit de circulation d'air 5A est disposé radialement à l'extérieur de la chambre de combustion 5, de la turbine haute pression 6, et de la turbine basse pression. En outre, le conduit de circulation d'air 5A peut être cylindrique ou tronconique (c'est-à-dire en forme de cône tronqué). En outre, le conduit de circulation d'air 5A peut sensiblement épouser le contour de la virole externe 12.

[0075] Le conduit de circulation d'air 5A guide l'air sortant du conduit d'admission radial 4CE vers la chambre de combustion 5. Ainsi, comme on peut le constater sur la FIG 2, l'air circule dans le conduit de circulation d'air 5A dans un sens qui est axialement inverse du sens de circulation d'air à travers le compresseur base pression 3 et le compresseur haute pression 4, et qui est axialement inverse du sens de

circulation d'air à travers la turbine haute pression 6 et la turbine basse pression 7.

[0076] En aval (dans le sens de la circulation de l'air dans le circuit d'admission d'air) du conduit de circulation d'air 5A, le circuit d'admission d'air comprend un élément d'admission 5AE.

[0077] L'élément d'admission 5AE est disposé de manière à guider l'air circulant dans le circuit d'admission d'air vers l'entrée de la chambre de combustion 5. Ainsi, comme on peut le constater sur la FIG 2, l'air circulant dans l'élément d'admission 5AE est progressivement dévié jusqu'à s'écouler axialement dans le même sens que l'air circulant dans la turbine haute pression 6 et la turbine basse pression 7.

[0078] Comme représenté sur la FIG 2, le circuit d'admission d'air peut en outre comprendre un dispositif de transfert de chaleur 8.

[0079] Le dispositif de transfert de chaleur 8 est configuré pour chauffer l'air comprimé par le compresseur haute pression 4 à l'aide de gaz sortant de la turbine basse pression 7. Le dispositif de transfert de chaleur 8 est ainsi un dispositif du type récupérateur de chaleur. Tout ou partie des gaz sortant de la turbine basse pression 7 peuvent être utilisés pour chauffer l'air comprimé par le compresseur haute pression 4.

[0080] Bien entendu, les paramètres de fonctionnement de la turbomachine 1 sont ajustés par conception de sorte que les gaz sortant de la turbine basse pression 7 soient effectivement plus chauds que l'air comprimé par le compresseur haute pression 4.

[0081] De préférence, le dispositif de transfert de chaleur 8 est un échangeur de chaleur. On rappelle que « échangeur de chaleur » désigne tout dispositif permettant de transférer de l'énergie thermique d'un premier fluide à un deuxième fluide, le flux d'énergie thermique traversant une surface d'échange séparant ces deux fluides. On comprend que le dispositif de transfert de chaleur 8 est alors un échangeur de chaleur gaz-air, comprenant une surface d'échange qui sépare les gaz chauds sortant

de la turbine basse pression 7 de l'air comprimé par le compresseur haute pression 4 et qui laisse passer de l'énergie thermique depuis les gaz chauds sortant de la turbine basse pression 7 vers l'air comprimé par le compresseur haute pression 4. Un tel échangeur de chaleur présente
5 l'avantage d'être simple à entretenir, et à remplacer si nécessaire. Dans la suite et par commodité, on parlera simplement de « l'échangeur de chaleur 8 », étant rappelé que le présent exposé n'est aucunement limité à un tel échangeur de chaleur.

[0082] L'échangeur de chaleur 8 peut être un échangeur de chaleur
10 du type à plaques, ou bien un échangeur de chaleur du type à tubes, par exemple un échangeur de chaleur à faisceau tubulaire. L'échangeur de chaleur 8 peut également comprendre un ou plusieurs échangeurs de chaleur des types pré-cités.

[0083] L'échangeur de chaleur 8 peut être annulaire. De préférence,
15 l'axe de révolution de l'échangeur de chaleur 8 est l'axe principal A-A de la turbomachine 1, de sorte que l'échangeur de chaleur 8 présente le même axe de révolution que la turbomachine 1.

[0084] L'échangeur de chaleur 8 peut entourer le canal de sortie 7E de la turbine basse pression 7 comme représenté sur la FIG 2.

20 [0085] En outre, l'échangeur de chaleur 8 peut être disposé immédiatement en aval du canal d'admission radial 4CE comme représenté sur la FIG 2.

[0086] Ainsi, comme on s'en rendra mieux compte en comparant les
FIG 1 et 2, le chemin que doit parcourir l'air sortant du compresseur haute
25 pression 4 pour atteindre l'échangeur de chaleur 8 est beaucoup plus court que le chemin que doit parcourir l'air dans les conduits 108A, 108B de la turbomachine 101 connue. Il en résulte les pertes de charge associées à l'alimentation et l'éjection de l'échangeur de chaleur 8 sont très faibles relativement aux pertes de charge associées aux conduits
30 108A, 108B de la turbomachine 101 connue, et que l'échangeur de

chaleur 8 implique une masse supplémentaire plus faible que l'échangeur de chaleur 108 de la turbomachine 101 connue.

[0087] Le fait que l'air comprimé par le compresseur haute pression 4 soit réchauffé par les gaz chauds sortant de la turbine basse pression 7 permet de diminuer la consommation en carburant (et donc augmenter le rendement) de la turbomachine 1. En outre, puisque, comme décrit ci-dessus, les pertes de charge associées à l'échangeur de chaleur 8 sont limitées, ce gain en consommation de carburant n'est pas annulé par des pertes de charge associées à l'échangeur de chaleur 8 ou par la masse supplémentaire de celui-ci.

[0088] Ainsi, contrairement à l'architecture connue décrite ci-dessus et représentée en FIG 1, l'échangeur de chaleur 8 procure à la turbomachine 1 un gain net en consommation en carburant et en rendement.

[0089] Il convient également de noter qu'en conséquence, la présence de l'échangeur de chaleur 8 autorise à concevoir la turbomachine 1 avec un taux de compression global (« Overall Pressure Ratio » ou OPR en anglais) plus faible, et donc avec un nombre plus limité d'étages de compresseur, que dans l'architecture connue décrite ci-dessus, ce qui contribue à la compacité de l'ensemble propulsif.

[0090] On va maintenant décrire, à l'aide des FIG 3 et 4, des variantes de la turbomachine 1. Dans ces variantes, les éléments (ou parties d'élément) identiques à ceux de la FIG 2 sont repérés par les mêmes signes de référence que sur la FIG 2 et ne sont pas décrits en détail à nouveau.

[0091] Dans la variante représentée sur la FIG 3, le premier ensemble d'entraînement comprend un premier ensemble de transmission 61. Le premier ensemble de transmission 61 est disposé entre le premier arbre principal S1 et l'arbre d'entraînement 2A de la soufflante 2.

[0092] Le premier ensemble de transmission 61 est configuré de sorte que l'arbre d'entraînement 2A de la soufflante 2 tourne à une vitesse de rotation moins élevée que le premier arbre principal S1. Plus précisément, le rapport de transmission du premier ensemble de transmission 61 peut être choisi de sorte que la soufflante 2 et la turbine haute pression 6 puissent chacune tourner à la vitesse de rotation qui leur permet d'atteindre chacune leur point de fonctionnement optimal du point de vue aérodynamique. Ceci permet d'améliorer encore le rendement de la turbomachine 1.

10 [0093] Le premier ensemble de transmission 61 peut être un ensemble de transmission à engrenages, par exemple une transmission épicycloïdale. En alternative, le premier ensemble de transmission 61 peut être une transmission d'un autre type, par exemple une transmission hydraulique ou un coupleur magnétique tel qu'un réducteur magnétique épicycloïdal. Le premier ensemble de transmission 61 peut également
15 comprendre une combinaison de transmissions des types pré-cités.

[0094] Dans l'exemple représenté sur la FIG 3, l'ensemble de transmission 61 est disposé entre le compresseur basse pression 3 et la soufflante 2, de sorte que la turbine haute pression 6 et le compresseur
20 basse pression 3 tournent à la même vitesse. En alternative, l'ensemble de transmission 61 peut être disposé entre l'arbre principal S1 et le compresseur basse pression 3.

[0095] Dans la variante représentée sur la FIG 4, le deuxième ensemble d'entraînement comprend un deuxième ensemble de transmission 62. Le deuxième ensemble de transmission 62 est disposé
25 entre le deuxième arbre principal S2 et l'arbre d'entraînement 4CA du rouet 4CR de l'étage de compresseur centrifuge 4C.

[0096] Le deuxième ensemble de transmission 62 est configuré de sorte que l'arbre d'entraînement 4CA de l'étage de compresseur centrifuge
30 4C tourne à une vitesse de rotation plus élevée que le deuxième arbre

principal S2. Plus précisément, le rapport de transmission du deuxième ensemble de transmission 62 peut être choisi de sorte que l'étage de compresseur centrifuge 4C et la turbine basse pression 7 puissent chacune tourner à la vitesse de rotation qui leur permet d'atteindre chacune leur point de fonctionnement optimal du point de vue aérodynamique. Ceci permet d'améliorer encore le rendement de la turbomachine 1.

[0097] Le deuxième ensemble de transmission 62 peut être un ensemble de transmission à engrenages, par exemple une transmission épicycloïdale. En alternative, le deuxième ensemble de transmission 62 peut être une transmission d'un autre type, par exemple une transmission hydraulique ou un coupleur magnétique tel qu'un réducteur magnétique épicycloïdal. Le deuxième ensemble de transmission 62 peut également comprendre une combinaison de transmissions des types pré-cités.

[0098] Dans encore une autre variante (non représentée), le premier ensemble d'entraînement comprend le premier ensemble de transmission 61 décrit ci-dessus, et le deuxième ensemble d'entraînement comprend le deuxième ensemble de transmission 62 décrit ci-dessus.

[0099] Bien que la présente invention ait été décrite en se référant à des exemples de réalisation spécifiques, des modifications peuvent être apportées à ces exemples sans sortir de la portée générale de l'invention telle que définie par les revendications. En particulier, des caractéristiques individuelles des différents modes de réalisation illustrés/mentionnés peuvent être combinées dans des modes de réalisation additionnels. Par conséquent, la description et les dessins doivent être considérés dans un sens illustratif plutôt que restrictif.

REVENDEICATIONS

1. Turbomachine (1), comprenant :
 - un compresseur basse pression (3) ;
 - 5 un compresseur haute pression (4) alimenté en air comprimé par le compresseur basse pression (3) ;
 - une chambre de combustion (5) alimentée en air comprimé par le compresseur haute pression (4) ;
 - une turbine haute pression (6) alimentée en gaz sortant de la
 - 10 chambre de combustion (5) ; et
 - une turbine basse pression (7) alimentée en gaz par la turbine haute pression (6),
 - dans laquelle le compresseur basse pression (3) est entraîné par la turbine haute pression (6) via un premier arbre principal (S1), et le
 - 15 compresseur haute pression (4) est entraîné par la turbine basse pression (7) via un deuxième arbre principal (S2).
2. Turbomachine (1) selon la revendication 1, comprenant en outre un dispositif de transfert de chaleur (8) configuré pour chauffer l'air comprimé par le compresseur haute pression (4) à l'aide de gaz sortant de
- 20 la turbine basse pression (7).
3. Turbomachine (1) selon la revendication 2, dans laquelle le dispositif de transfert de chaleur (8) est un échangeur de chaleur.
4. Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans laquelle le premier arbre principal (S1) et le deuxième arbre principal
- 25 (S2) sont contrarotatifs.

5. Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans lequel le deuxième arbre principal (S2) est disposé radialement à l'intérieur du premier arbre principal (S1).
6. Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, comprenant en outre une soufflante (2) disposée en amont du compresseur basse pression (3), et comprenant en outre un premier ensemble de transmission (61) disposé entre le premier arbre principal (S1) et un arbre d'entraînement (2A) de la soufflante (2), le premier ensemble de transmission (61) étant configuré de sorte que l'arbre d'entraînement (2A) de la soufflante (2) tourne à une vitesse de rotation moins élevée que le premier arbre principal (S1).
7. Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, dans laquelle le compresseur haute pression (4) comprend un étage de compresseur centrifuge (4C).
8. Turbomachine (1) selon la revendication 7, dans laquelle l'étage de compresseur centrifuge (4C) est le dernier étage du compresseur haute pression (4).
9. Turbomachine (1) selon la revendication 7 ou 8, dans laquelle le dispositif de transfert de chaleur (8) est disposé radialement à l'extérieur de l'étage de compresseur centrifuge (4C).
10. Turbomachine (1) selon l'une quelconque des revendications 7 à 9, comprenant en outre un deuxième ensemble de transmission (62) disposé entre le deuxième arbre principal (S2) et un arbre d'entraînement (4CA) du rouet (4CR) de l'étage de compresseur centrifuge (4C), le deuxième ensemble de transmission (62) étant configuré de sorte que l'arbre d'entraînement (4CA) du rouet (4CR) de l'étage de compresseur centrifuge (4C) tourne à une vitesse de rotation plus élevée que le deuxième arbre principal (S2).

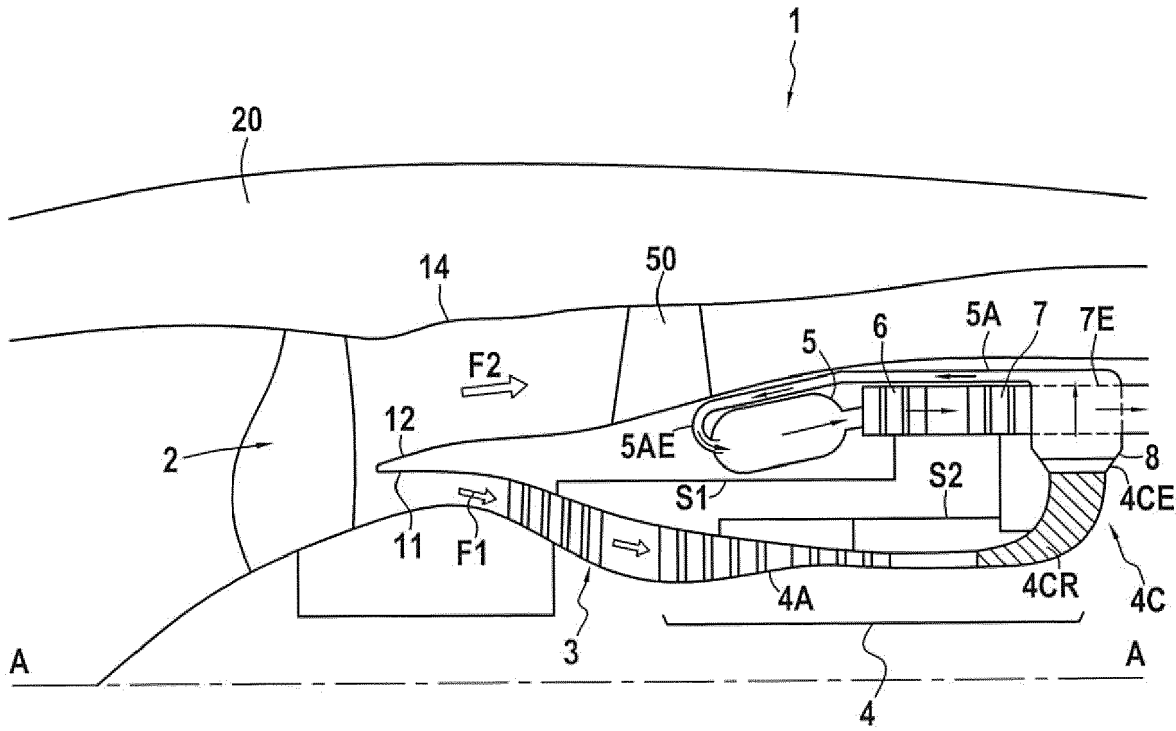


FIG. 2

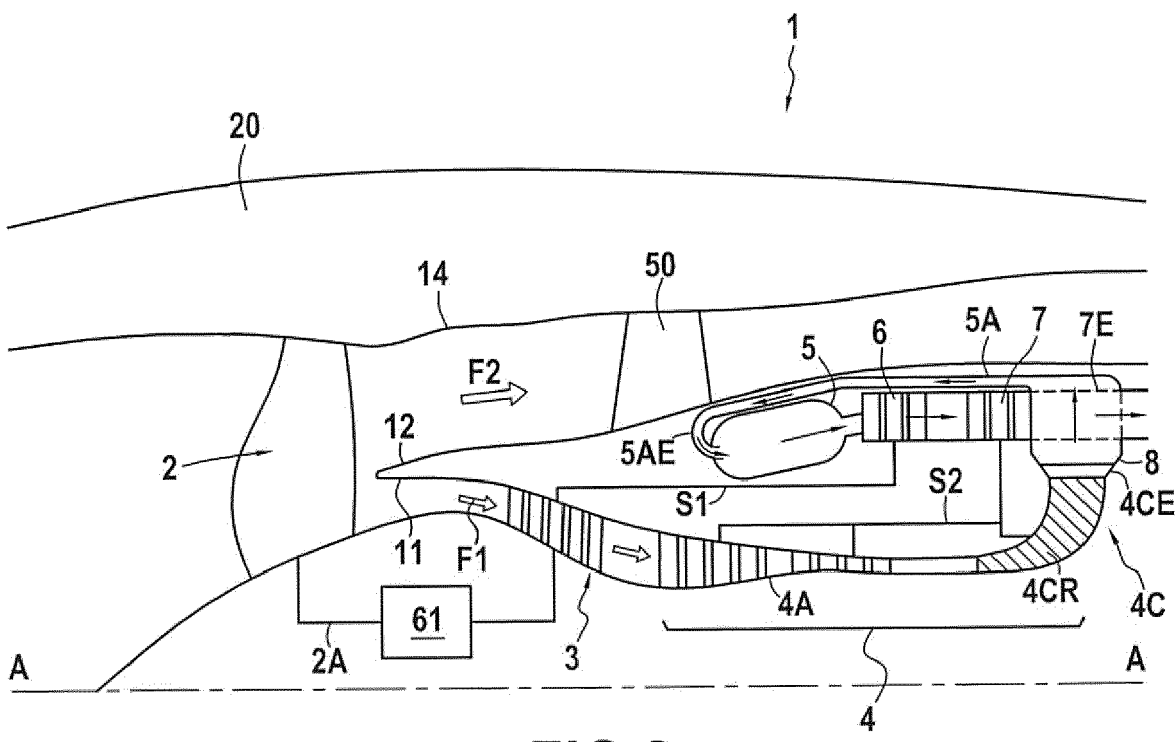


FIG. 3

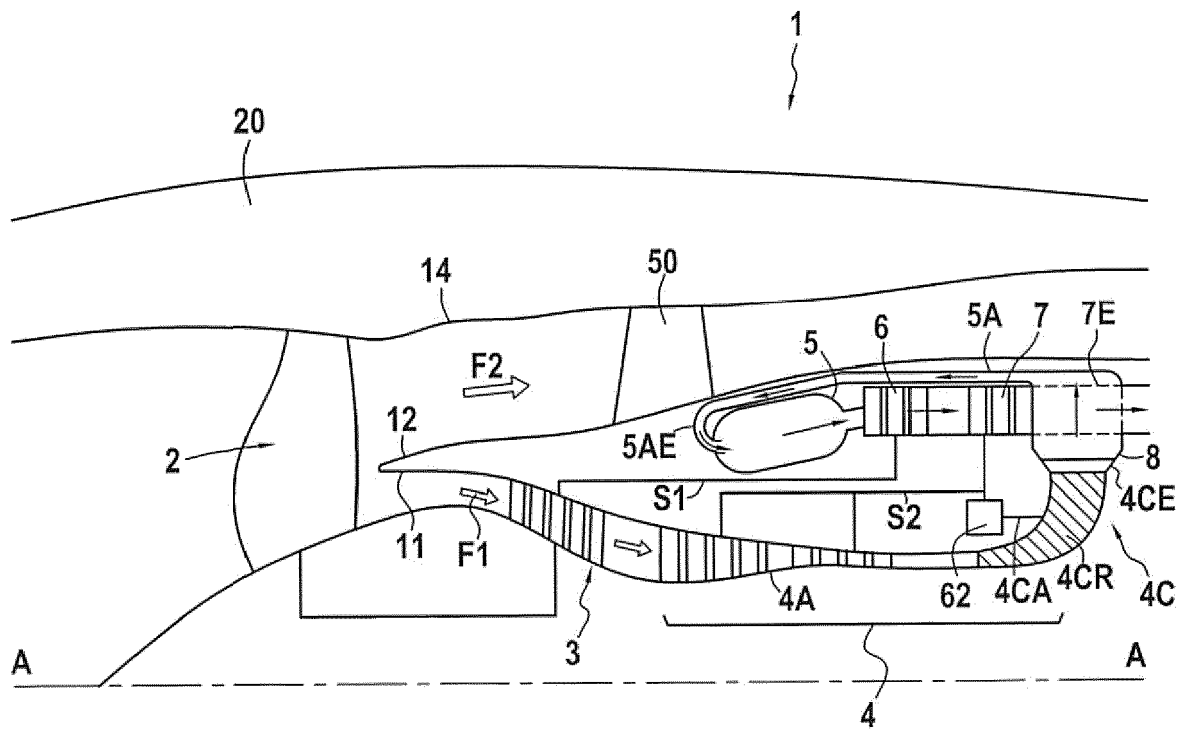


FIG.4

**RAPPORT DE RECHERCHE
 PRÉLIMINAIRE**

établi sur la base des dernières revendications
 déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
 national

FA 852648
 FR 1853720

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
X	GB 592 615 A (POWER JETS RES & DEV LTD; WILLIAM REDE HAWTHORNE) 24 septembre 1947 (1947-09-24) * page 3, ligne 125 - page 4, ligne 96 * * page 5, lignes 66-122 * -----	1-10	F02K3/06 F02C7/36 F02C7/10 F04D19/00 F04D17/06
X	US 8 192 141 B1 (DALE MARK R [US]) 5 juin 2012 (2012-06-05) * colonne 7, lignes 53-67 * * figure 6 *	1,4,5,7	
A	US 2010/037623 A1 (JEWESS GORDON F [US] ET AL) 18 février 2010 (2010-02-18) * alinéas [0005] - [0011] * * Figure * -----	7-9	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F02K F02C
		Date d'achèvement de la recherche	Examineur
		12 décembre 2018	Gebker, Ulrich
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>			

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1853720 FA 852648**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **12-12-2018**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
GB 592615	A	24-09-1947	AUCUN	

US 8192141	B1	05-06-2012	US 8192141 B1	05-06-2012
			US 8356469 B1	22-01-2013
			US 8726635 B1	20-05-2014

US 2010037623	A1	18-02-2010	AUCUN	

EPO FORM P0485

Pour tout renseignement concernant cette annexe : voir Journal Officiel de l'Office européen des brevets, No.12/82