

(19) RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

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

2 920 194

(21) N° d'enregistrement national : **07 57137**

(51) Int Cl⁸ : **F 02 K 1/04 (2006.01), F 02 K 3/06**

(12)

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

(22) Date de dépôt : 23.08.07.

(30) Priorité :

(43) Date de mise à la disposition du public de la demande : 27.02.09 Bulletin 09/09.

(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 :

(71) Demandeur(s) : *AIRBUS FRANCE Société par actions simplifiée — FR.*

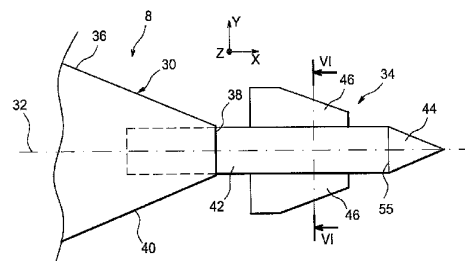
(72) Inventeur(s) : *JOURNADE FREDERIC, JOURNADE JEROME et HUBER JEROME.*

(73) Titulaire(s) :

(74) Mandataire(s) : *BREVALEX.*

(54) **CONE D'EJECTION DES GAZ POUR TURBOREACTEUR D'AERONEF EQUIPE D'UN DISPOSITIF DE GENERATION DE TURBULENCES DE FLUX PRIMAIRE LIMITANT LE BRUIT DE JET.**

(57) La présente invention se rapporte à un cône d'éjection des gaz (8) pour turboréacteur d'aéronef, le cône présentant un corps principal creux (30) définissant extérieurement une peau radialement intérieure (36) d'un canal annulaire de flux primaire. Selon l'invention, il comprend en outre un dispositif (34) de génération de turbulences de flux primaire limitant le bruit de jet, monté mobile sur le corps principal de manière à pouvoir être déplacé d'une position extraite dans laquelle il est en saillie vers l'aval par rapport à une extrémité aval du corps principal creux, et une position rétractée dans laquelle il est escamoté dans ce corps principal creux, et inversement.



FR 2 920 194 - A1



**CONE D'EJECTION DES GAZ POUR TURBOREACTEUR D'AERONEF
EQUIPE D'UN DISPOSITIF DE GENERATION DE TURBULENCES DE
FLUX PRIMAIRE LIMITANT LE BRUIT DE JET**

5

DESCRIPTION

DOMAINE TECHNIQUE

La présente invention se rapporte de façon générale à un ensemble moteur pour aéronef comprenant
10 un turboréacteur disposant d'un carter moteur, cet ensemble comportant également un cône d'éjection des gaz définissant une peau radialement intérieure d'un canal annulaire de flux primaire, ce cône d'éjection étant rapporté fixement sur une extrémité arrière du
15 carter moteur. L'invention se rapporte également à un tel cône d'éjection.

L'ensemble moteur selon l'invention comprend également un mât d'accrochage permettant globalement de suspendre le turboréacteur au-dessous de
20 la voilure de l'aéronef, ou bien de monter ce turboréacteur au-dessus de cette même voilure, voire encore d'assembler ce moteur sur une partie arrière de fuselage de l'aéronef.

ETAT DE LA TECHNIQUE ANTERIEURE

25 Le jet d'un turboréacteur d'aéronef constitue une source de bruit relativement importante, qu'il est nécessaire de réduire en particulier lors des phases de décollage et d'atterrissage de l'aéronef, afin de limiter au mieux les nuisances sonores subies
30 par les riverains des aéroports.

De façon connue, le jet d'un turboréacteur double flux est constitué par un flux primaire chaud s'échappant d'un espace annulaire situé entre une tuyère et un cône d'éjection des gaz, et par un flux
5 secondaire frais s'échappant d'un espace annulaire délimité radialement vers l'intérieur par cette même tuyère, de l'anglais « nozzle ».

Pour réduire le bruit de jet, il a été proposé dans l'art antérieur de placer des chevrons sur
10 l'extrémité aval de la tuyère, de manière à permettre un meilleur mélange des flux primaire et secondaire, synonyme de réduction du bruit de jet. Une telle configuration à chevrons est par exemple connue des documents EP 1 580 419 et US 2006/053769.

15 D'une manière générale, la mise en œuvre de chevrons s'avère satisfaisante en terme de réduction du bruit constatée, mais est largement pénalisante en terme de performance du turboréacteur, en raison de la perturbation aérodynamique créée sur les flux primaire
20 secondaire et externe.

L'impact aérodynamique néfaste sur le flux secondaire est d'autant plus contraignant que sur les turboréacteurs actuels, le taux de dilution élevé implique que ce flux est censé délivrer 80% de la
25 poussée, voire plus.

Par ailleurs, l'implantation des chevrons est souvent extrêmement difficile à réaliser, en particulier en raison d'un bord de fuite de tuyère d'épaisseur extrêmement faible.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a donc pour but de remédier au moins partiellement aux inconvénients mentionnés ci-dessus, relatifs aux réalisations de l'art antérieur.

5 Pour ce faire, l'invention a pour objet un cône d'éjection des gaz pour turboréacteur d'aéronef, ledit cône présentant un corps principal creux définissant extérieurement une peau radialement intérieure d'un canal annulaire de flux primaire du
10 turboréacteur. Selon l'invention, le cône comprend en outre un dispositif de génération de turbulences dudit flux primaire, monté mobile sur ledit corps principal de manière à pouvoir être déplacé d'une position extraite dans laquelle il est en saillie vers l'aval
15 par rapport à une extrémité aval dudit corps principal creux, et une position rétractée dans laquelle il est escamoté dans ledit corps principal creux, et inversement.

Par conséquent, l'invention propose de
20 manière originale d'implanter des moyens, conduisant à une réduction du bruit de jet du turboréacteur, non plus au niveau du bord de fuite de la tuyère situé en amont du cône, mais au niveau de l'extrémité aval de ce cône.

25 Avantageusement, le flux secondaire n'épousant pas le cône d'éjection n'est donc plus impacté aérodynamiquement par les moyens permettant de réduire le bruit de jet, ce qui permet d'obtenir des performances globales accrues du turboréacteur. En
30 effet, le dispositif est prévu pour générer des turbulences sur le flux primaire en aval du corps

principal creux du cône, flux qui ne représente habituellement que 20% ou moins de la poussée globale du turboréacteur.

L'implantation de ce dispositif de
5 génération de turbulences, pouvant par exemple prendre la forme d'un ou plusieurs tourbillons sur le flux primaire afin d'en améliorer son mélange, est très aisée en raison de l'absence d'équipements dans cette région du turboréacteur, et surtout en raison du
10 caractère creux du corps principal tout à fait indiqué pour le logement de ce dispositif.

A cet égard, il est noté que le dispositif est effectivement prévu pour pouvoir occuper une position rétractée dans laquelle il est escamoté dans
15 le corps principal creux, afin, dans certaines conditions déterminées, de limiter au mieux les perturbations aérodynamiques générées sur le flux primaire. Cette position, qui sert à rendre le dispositif inopérant dans sa fonction de réduction du
20 bruit de jet, est de préférence adoptée en phases de croisière, lorsque l'aéronef vole à une altitude suffisante pour que les nuisances sonores ne constituent plus une préoccupation.

Un autre avantage relatif à la présente
25 invention réside dans le fait que la présence du dispositif de génération de turbulences ne requiert pas une modification de la définition géométrique du canal de flux primaire, de sorte qu'elle ne génère pas d'impact néfaste sur les performances.

30 Comme mentionné précédemment, il est de préférence recherché à générer un ou plusieurs

tourbillons en extrémité aval du corps principal creux du cône d'éjection, pour qu'ensuite, ces tourbillons se propagent dans le flux primaire, vers l'aval. De par leur dynamique, ces tourbillons vont ainsi modifier le
5 mélange plus en aval, localement ou globalement selon la disposition choisie, et ainsi améliorer l'impact acoustique du mélange des flux primaire et secondaire. Ainsi, il est à comprendre que l'on recherche de préférence à impacter sur la dynamique de la zone de
10 mélange à la fin du cône potentiel du jet primaire, où le mélange concerne le flux primaire, le flux secondaire, et le flux externe, de manière à ce que cette zone soit modifiée et améliorée acoustiquement.

De préférence, ledit dispositif de
15 génération de turbulences comprend un corps cylindrique de support, d'axe parallèle à un axe du cône d'éjection, et de préférence confondu avec celui-ci, ainsi qu'au moins une ailette supportée par ledit corps cylindrique de support. A cet égard, il est noté que la
20 portance des ailettes peut être assurée par plusieurs moyens connus, telle que la dissymétrie de la forme du corps cylindrique de support, par rapport à un plan horizontal dans le cas d'une ailette horizontale.

Dans une telle configuration, on peut
25 prévoir que le dispositif comprend deux ailettes sensiblement orientées horizontalement, et disposées de part et d'autre dudit corps cylindrique de support.

Toujours de manière préférentielle, ledit corps principal creux comprend une fente pour le
30 logement de chaque ailette du dispositif de génération de turbulences occupant sa position rétractée. Le cône

est alors de préférence conçu de sorte que dans cette dernière position, les ailettes ne font aucunement saillie vers l'extérieur du corps principal creux, afin d'éviter les perturbations aérodynamiques du flux
5 primaire.

D'une manière plus générale, on fait de préférence en sorte que ledit dispositif de génération de turbulences, occupant sa position rétractée, forme conjointement avec ledit corps principal creux une
10 surface extérieure conique sensiblement continue. A titre d'exemple, dans cette même position rétractée, on prévoit que le chant des ailettes du dispositif fasse partie intégrante de cette surface extérieure conique, en se trouvant dans la continuité aérodynamique de la
15 peau extérieure du corps principal creux définissant les fentes.

Toujours dans le même but, ledit dispositif de génération de turbulences présente une extrémité aval de forme conique, située dans la continuité
20 aérodynamique du corps principal creux, lorsque ledit dispositif de génération de turbulences occupe sa position rétractée.

L'invention a également pour objet un turboréacteur pour aéronef comprenant un cône
25 d'éjection des gaz tel que décrit ci-dessus.

Enfin, l'invention a pour objet un ensemble moteur pour aéronef comprenant un tel turboréacteur, un mât d'accrochage du turboréacteur, ainsi qu'une nacelle solidaire du mât et entourant ledit turboréacteur.

D'autres avantages et caractéristiques de l'invention apparaîtront dans la description détaillée non limitative ci-dessous.

BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

- 5 Cette description sera faite au regard des
dessins annexés parmi lesquels ;
- la figure 1 représente une vue de côté
d'un ensemble moteur pour aéronef, selon un mode de
réalisation préféré de la présente invention ;
 - 10 - la figure 2 représente une vue éclatée en
perspective d'une portion arrière du cône d'éjection
des gaz appartenant à l'ensemble moteur montré sur la
figure 1, et également objet de la présente invention ;
 - la figure 3 représente une vue de dessus
15 de la portion arrière du cône d'éjection des gaz
montrée sur la figure 2, avec son dispositif de
génération de turbulences de flux primaire en position
extraite ;
 - la figure 4 représente une vue de dessus
20 de la portion arrière du cône d'éjection des gaz
montrée sur les figures 2 et 3, avec son dispositif de
génération de turbulences de flux primaire en position
rétractée ;
 - la figure 5 représente en vue en
25 perspective de la vue montrée sur la figure 4 ;
 - la figure 6 représente une vue en coupe
prise le long de la ligne VI-VI de la figure 3 ; et
 - les figures 6a et 6b sont des vues
similaires à celle de la figure 6, sur lesquelles le
30 dispositif de génération de turbulences de flux
primaire est réalisé selon différentes alternatives.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

En référence tout d'abord à la figure 1, on voit un ensemble moteur 1 pour aéronef destiné à être fixé sous une aile de cet aéronef (non représentée),
cet ensemble 1 comportant globalement un dispositif
d'accrochage 4, un turboréacteur 6 tel qu'un
turboréacteur double flux à fort taux de dilution
accroché sous ce dispositif 4, et une nacelle 3
entourant le turboréacteur 6. De plus, il comprend un
cône d'éjection des gaz 8 (de l'anglais « plug »)
prolongeant un carter moteur 10, ce cône 8 définissant
une peau radialement intérieure d'un canal annulaire 12
de flux primaire 14, centré sur l'axe longitudinal 5 du
turboréacteur 6.

Dans toute la description qui va suivre, par convention, on appelle X la direction longitudinale du dispositif 4 qui est également assimilable à la direction longitudinale du turboréacteur 6 et de son cône d'éjection 8, cette direction X étant parallèle à l'axe longitudinal 5 de ce turboréacteur 6. D'autre part, on appelle Y la direction orientée transversalement par rapport au dispositif 4 et également assimilable à la direction transversale du turboréacteur 6 et de son cône d'éjection 8, et Z la direction verticale ou de la hauteur, ces trois directions X, Y et Z étant orthogonales entre-elles.

D'autre part, les termes « avant » / « amont » et « arrière » / « aval » sont à considérer par rapport à une direction de la poussée exercée par le turboréacteur 6, cette direction étant représentée schématiquement par la flèche 7.

Toujours en référence à la figure 1 sur laquelle on peut apercevoir schématiquement par la ligne 16 que le cône d'éjection 8 est rapporté fixement sur une extrémité arrière du carter moteur 10, par l'intermédiaire de moyens de fixation classiques, il est noté que l'ensemble 1 comporte en outre une structure annulaire 18 entourant le cône 8 et également rapportée sur l'extrémité arrière du carter moteur 10.

Tel que cela est connu de l'homme du métier, cette structure annulaire 18 (de l'anglais « nozzle »), et également dénommée tuyère, définit une peau radialement extérieure du canal annulaire 12 de flux primaire 14, et est également baignée extérieurement par le flux secondaire 20 s'échappant du canal annulaire secondaire 22. Ainsi, le flux primaire 14 transite entre le cône 8 et la structure/tuyère 18 avant de continuer à épouser ce même cône 8, pour ensuite être éjecté de l'ensemble moteur 1.

Enfin, il est précisé que le dispositif d'accrochage représenté sur la figure 1 correspond uniquement à la structure primaire de celui-ci, les autres éléments constitutifs de ce dispositif 4 et connus de l'homme du métier tels que les attaches moteur, les structures secondaires du type carénages aérodynamiques, etc, n'ayant pas été représentés.

En référence à présent aux figures 2 à 6, on peut apercevoir de manière plus détaillée le cône d'éjection des gaz 8, également objet de l'invention, qui est globalement constitué d'un corps principal creux et annulaire 30, de forme tronconique d'axe longitudinal 32 confondu avec l'axe 5 du turboréacteur,

et d'un dispositif 34 de génération de turbulences du flux primaire.

Le corps principal creux 30 est l'élément qui définit avec sa surface extérieure tronconique la
5 peau radialement intérieure 36 du canal annulaire 12 de flux primaire 14. En raison de sa forme tronconique, il se termine par un bord de fuite ou extrémité aval ouverte, prenant la forme d'une ouverture circulaire 38 centrée sur l'axe 32.

10 De cette ouverture de sortie 38 sont issues deux fentes 40 pratiquées sensiblement longitudinalement sur le corps creux, à savoir parallèlement à la direction X, vers l'avant. Elles sont de préférence réalisées symétriquement par rapport
15 à un plan vertical de symétrie du turboréacteur (non représenté), comme cela est visible sur la figure 2.

Toujours sur cette même figure représentant une vue éclatée, on peut voir que le dispositif de génération de turbulences 34 comprend un corps
20 cylindrique de support 42 agencé selon l'axe 32, ce corps étant par exemple de section circulaire de diamètre sensiblement identique à celui de l'ouverture de sortie 38 du corps 30. Par ailleurs, le corps de support 42 présente une extrémité aval 44 de forme
25 conique, toujours d'axe 32, dont l'angle solide défini par le cône est identique à l'angle solide de la surface extérieure tronconique 36 du corps 30.

Sur la portion cylindrique, le corps 30 porte deux ailettes 46 (une seule visible sur la figure
30 2 en raison de l'angle de la perspective), chacune des ailettes étant sensiblement orientées horizontalement,

à savoir dans un plan XY, et étant disposées symétriquement de part et d'autre du corps 30, par rapport au plan de symétrie vertical précité.

Chaque ailette 46, de préférence portante,
5 se présente de préférence sous la forme générale d'une « aile delta », avec sa base orientée vers l'avant.

L'une des particularités de l'invention réside dans le fait que le dispositif 34 est monté mobile sur le corps principal creux 30 de manière à
10 pouvoir être déplacé d'une position extraite dans laquelle il est en saillie vers l'aval par rapport à l'extrémité aval du corps 30, et une position rétractée dans laquelle il est escamoté dans ce même corps, et inversement.

15 Plus précisément en référence à la figure 3, on peut voir le dispositif 34 dans sa position extraite dans laquelle il est capable, grâce en particulier aux ailettes 46 remplissant un rôle de déflecteur, de générer des turbulences sur le flux
20 primaire en aval de l'ouverture de sortie 38, conduisant à la réduction du bruit de jet. Dans cette position, le corps de support cylindrique 42, monté de façon automatisée à coulissement selon la direction X à travers l'ouverture 38, est partiellement extrait vers
25 l'aval, ce qui permet en particulier de déporter les ailettes dans cette même direction par rapport à l'ouverture 38. Ainsi, le flux primaire s'échappant du bord de fuite du corps principal creux 30 se propage vers l'arrière avant d'entrer au contact des ailettes
30 46 générant les turbulences/tourbillons escomptés,

n'affectant pas ou que très peu le flux annulaire secondaire agencé radialement vers l'extérieur.

Ces tourbillons ainsi créés se propagent ensuite dans le flux primaire, vers l'aval. De par leur dynamique, les tourbillons vont ainsi modifier le mélange plus en aval, de préférence jusqu'à proximité de la fin du cône potentiel du jet primaire, et ainsi améliorer l'impact acoustique du mélange des flux primaire et secondaire.

Toujours dans cette même position adoptée lorsqu'il est nécessaire de réduire le bruit de jet du turboréacteur, à savoir en particulier lors des phases de décollage et d'atterrissage de l'aéronef, synonyme de nuisances sonores pour les riverains des aéroports, l'extrémité aval 44 de forme conique est donc située largement à distance vers l'arrière par rapport au bord de fuite du corps principal 30 définissant l'ouverture de sortie 38.

Lorsque l'aéronef se situe en phase de croisière, et qu'il n'est alors plus nécessaire de réduire le bruit de jet, et de surcroît pas souhaitable de réduire inutilement la poussée en générant des perturbations aérodynamiques du flux primaire avec le dispositif 34, ce dernier est commandé de manière classique en translation selon l'axe 32, vers l'avant afin d'atteindre sa position rétractée montrée sur les figures 4 et 5.

Durant le mouvement du dispositif 34 vers l'avant, les ailettes 46 pénètrent progressivement dans les fentes 40 situées respectivement en regard de celles-ci, assurant ainsi aucune interférence mécanique

susceptible de résulter de la position en saillie latérale des ailettes 46 par rapport au corps de support 42.

Le mouvement est stoppé lorsque le
5 dispositif 34 est suffisamment escamoté dans le corps creux 30 pour engendrer le moins de perturbation aérodynamique possible sur le flux primaire épousant l'ensemble du cône 8, ceci étant notamment obtenu en faisant en sorte d'une part que les ailettes 46 ne
10 fassent plus saillie vers l'extérieur du corps principal creux à travers les fentes 40, et d'autre part que seule l'extrémité aval de forme conique 44 fasse saillie vers l'arrière du corps principal 30.

Plus précisément, on fait en sorte que le
15 dispositif de génération de turbulences 34, occupant sa position rétractée, forme conjointement avec le corps principal creux 30 une surface extérieure conique 52 sensiblement continue. Pour ce faire, la surface extérieure conique 52 sensiblement continue est
20 réalisée en partie par la surface extérieure tronconique 36 formant peau radialement intérieure du canal annulaire de flux primaire, complétée par les chants latéraux 50 des deux ailettes situés dans la continuité aérodynamique de cette surface 36, ces deux
25 chants latéraux 50 logés respectivement dans les deux fentes 40 étant donc affleurant à la peau 36. Ainsi, il est à comprendre que les ailettes 46 combleront les fentes 40 sans faire saillie de celles-ci vers l'extérieur, ce qui procure la continuité aérodynamique
30 recherchée.

De plus, la surface extérieure conique 52 est également complétée vers l'arrière par la surface extérieure conique de l'extrémité aval 44 du dispositif 34, puisque cette surface, en affleurant la surface tronconique 36, constitue la continuité aérodynamique de cette dernière. Pour ce faire, on prévoit comme évoqué ci-dessus que la base 55 de l'extrémité aval 44 du dispositif 34, faisant partie intégrante du corps 42, dispose d'un diamètre sensiblement identique à celui de l'ouverture de sortie 38, avec laquelle elle est sensiblement confondue lorsque le dispositif occupe sa position rétractée.

Sur la figure 6, on peut voir que les deux ailettes 46 sont effectivement disposées de façon symétrique par rapport à un plan vertical passant par l'axe 35 confondu avec l'axe 5, les ailettes se trouvant sensiblement agencées dans un même plan horizontal passant par ce même axe 32.

Les figures 6a et 6b montrent des alternatives de réalisation du dispositif 34. Sur la figure 6a, la dissymétrie de la forme du corps cylindrique de support 42, par rapport à un plan horizontal, assure une portance aux ailettes horizontales 46. La réalisation montrée sur la figure 6b intègre un méplat 50 sur la partie supérieure du corps 42, qui va permettre de créer une marche dans l'écoulement le long du cône, et ainsi générer deux tourbillons contrarotatifs. C'est donc une autre façon de créer des tourbillons par rapport à celle relative aux ailettes exposée ci-dessus, de sorte que de telles ailettes ne sont plus nécessaires.

Bien entendu, diverses modifications peuvent être apportées par l'homme du métier à l'invention qui vient d'être décrite, uniquement à titre d'exemple non limitatif. A cet égard, on peut
5 notamment indiquer que si l'ensemble moteur 1 a été présenté dans une configuration adaptée pour qu'il soit suspendu sous la voilure de l'aéronef, cet ensemble 1 pourrait également se présenter dans une configuration
différente lui permettant d'être monté au-dessus de
10 cette même voilure, voire sur une partie arrière du fuselage de cet aéronef.

REVENDICATIONS

1. Cône d'éjection des gaz (8) pour
turboréacteur d'aéronef, ledit cône présentant un corps
5 principal creux (30) définissant extérieurement une
peau radialement intérieure (36) d'un canal annulaire
(12) de flux primaire (14) du turboréacteur,

caractérisé en ce qu'il comprend en outre
un dispositif (34) de génération de turbulences dudit
10 flux primaire (14), monté mobile sur ledit corps
principal (30) de manière à pouvoir être déplacé d'une
position extraite dans laquelle il est en saillie vers
l'aval par rapport à une extrémité aval dudit corps
principal creux, et une position rétractée dans
15 laquelle il est escamoté dans ledit corps principal
creux (30), et inversement.

2. Cône d'éjection des gaz (8) selon la
revendication 1, caractérisé en ce que ledit dispositif
20 (34) de génération de turbulences comprend un corps
cylindrique de support (42) d'axe parallèle à un axe
(32) du cône d'éjection, ainsi qu'au moins une ailette
(46) supportée par ledit corps cylindrique de support
(42).

25

3. Cône d'éjection des gaz (8) selon la
revendication 2, caractérisé en ce que le dispositif
(34) comprend deux ailettes (46) sensiblement orientées
horizontalement, et disposées de part et d'autre dudit
30 corps cylindrique de support (42).

4. Cône d'éjection des gaz (8) selon la revendication 2 ou la revendication 3, caractérisé en ce que ledit corps principal creux (30) comprend une fente (40) pour le logement de chaque ailette (46) du dispositif (34) de génération de turbulences occupant sa position rétractée.

5. Cône d'éjection des gaz (8) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ledit dispositif (34) de génération de turbulences, occupant sa position rétractée, forme conjointement avec ledit corps principal creux (30) une surface extérieure conique (52) sensiblement continue.

6. Cône d'éjection des gaz (8) selon l'une quelconque des revendications précédentes, caractérisé en ce que ledit dispositif (34) de génération de turbulences présente une extrémité aval (44) de forme conique, située dans la continuité aérodynamique du corps principal creux (30), lorsque ledit dispositif de génération de turbulences occupe sa position rétractée.

7. Turboréacteur (6) pour aéronef comprenant un cône d'éjection des gaz (8) selon l'une quelconque des revendications précédentes.

8. Ensemble moteur (1) pour aéronef comprenant un turboréacteur (6) selon la revendication 7, un mât d'accrochage (4) du turboréacteur, ainsi qu'une nacelle (3) solidaire du mât (4) et entourant ledit turboréacteur (6).

1 / 3

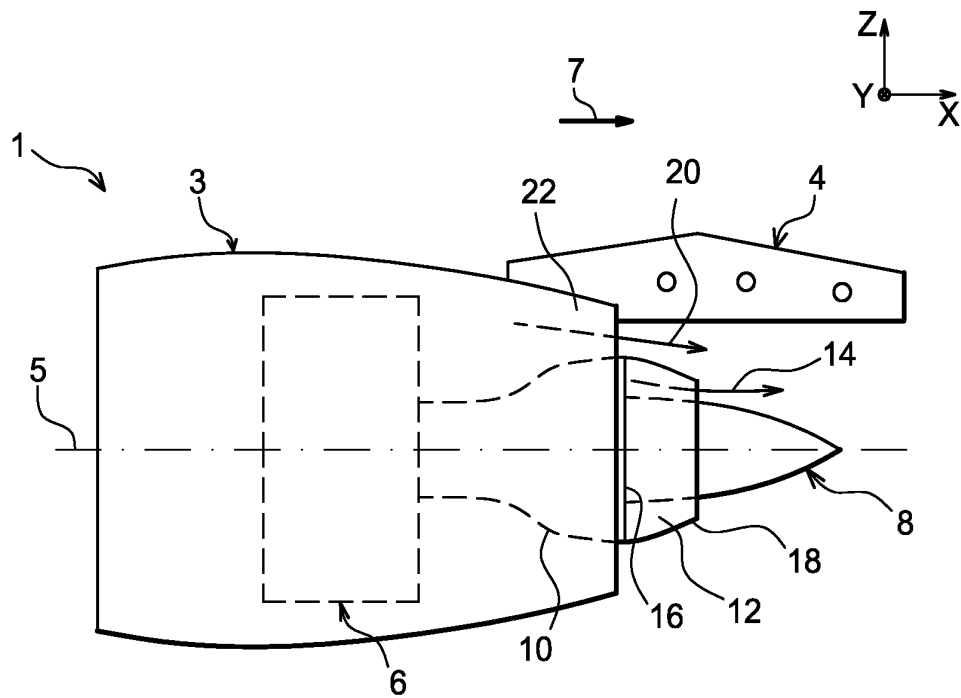


FIG. 1

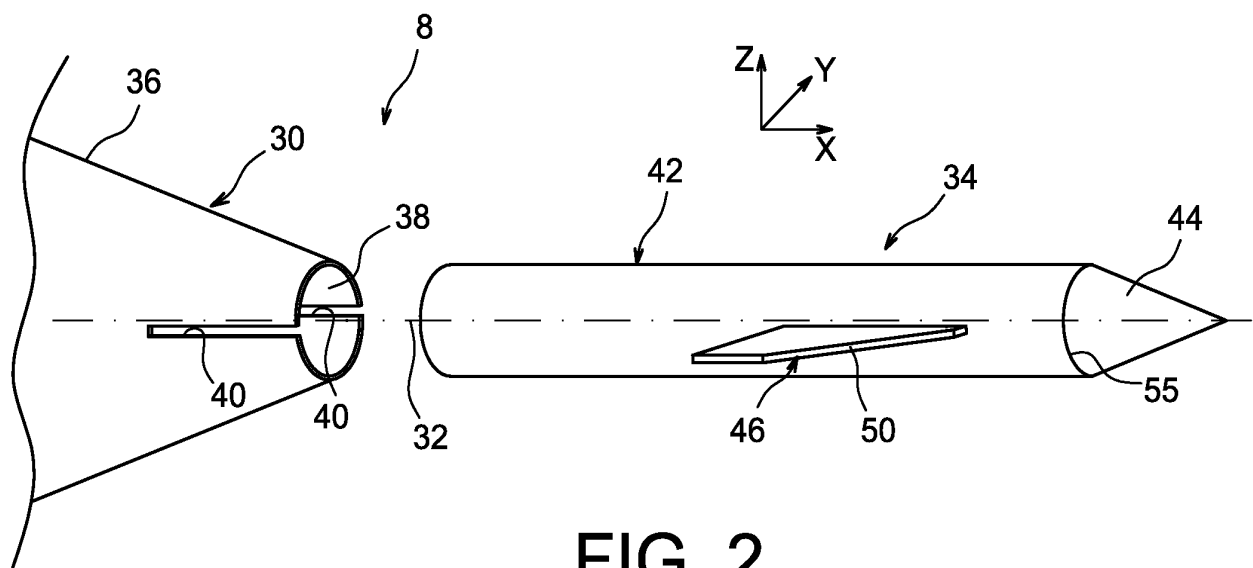
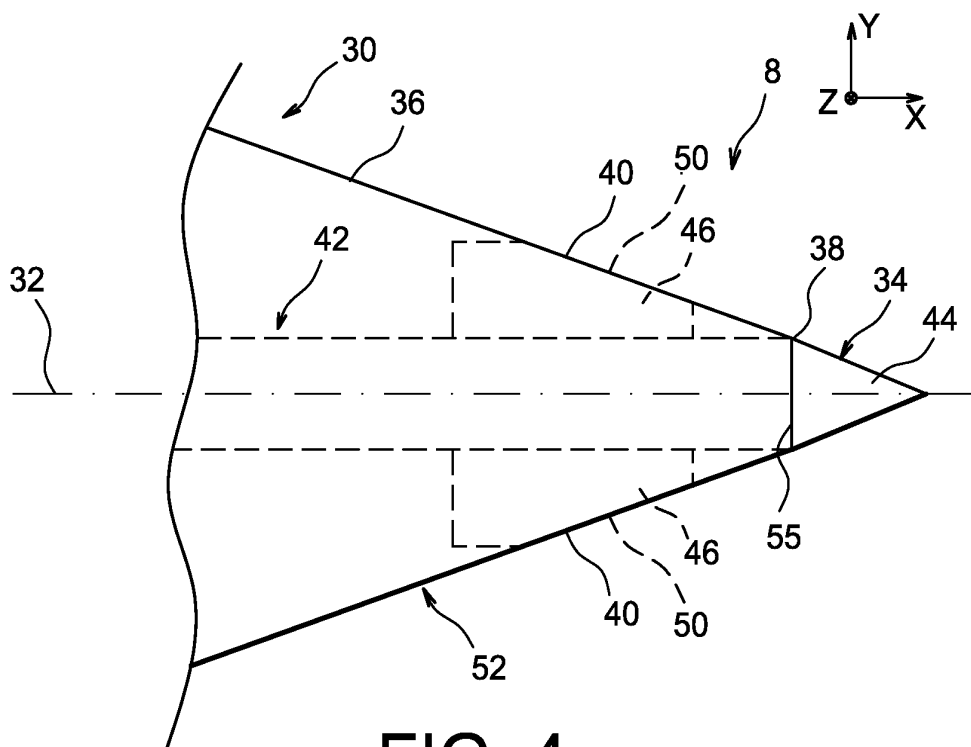
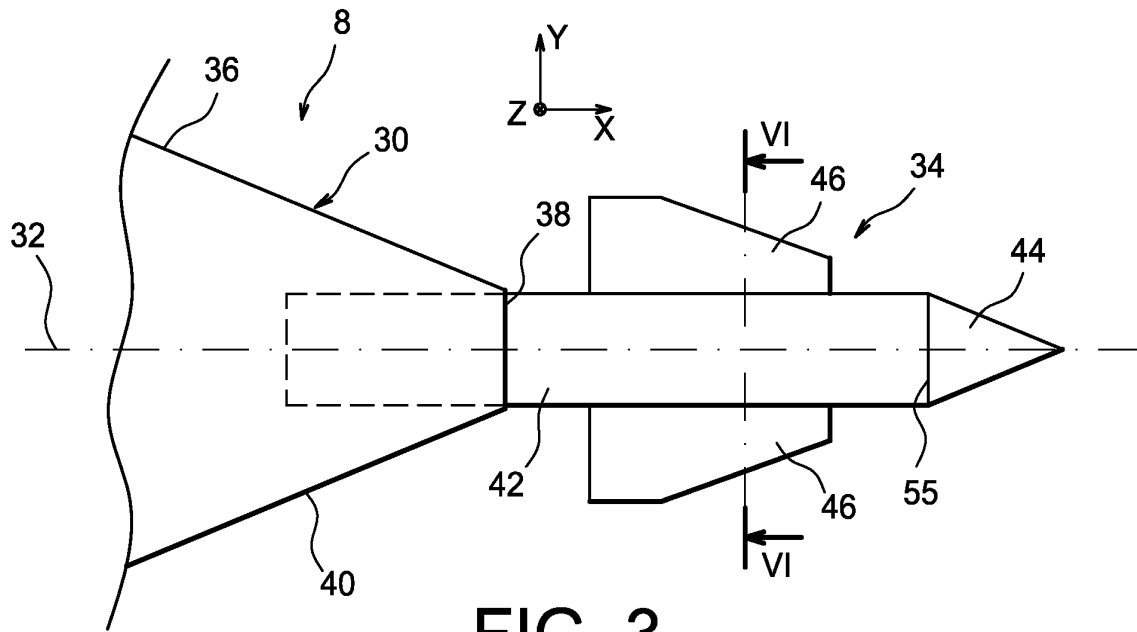
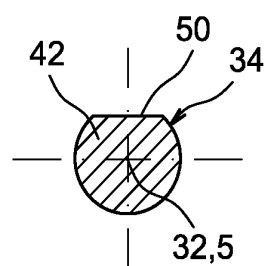
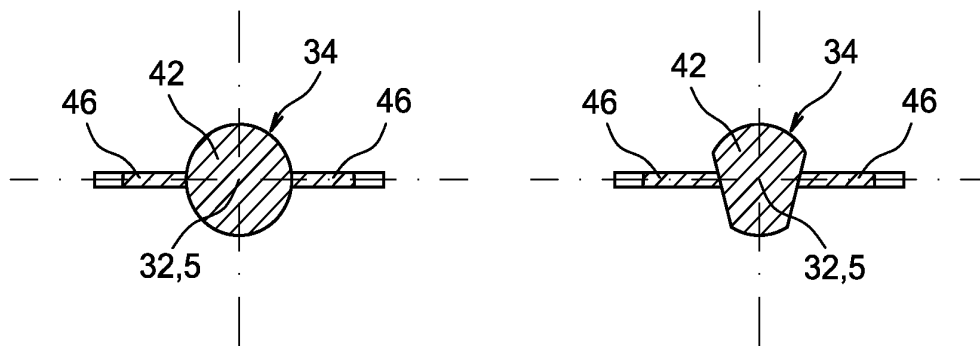
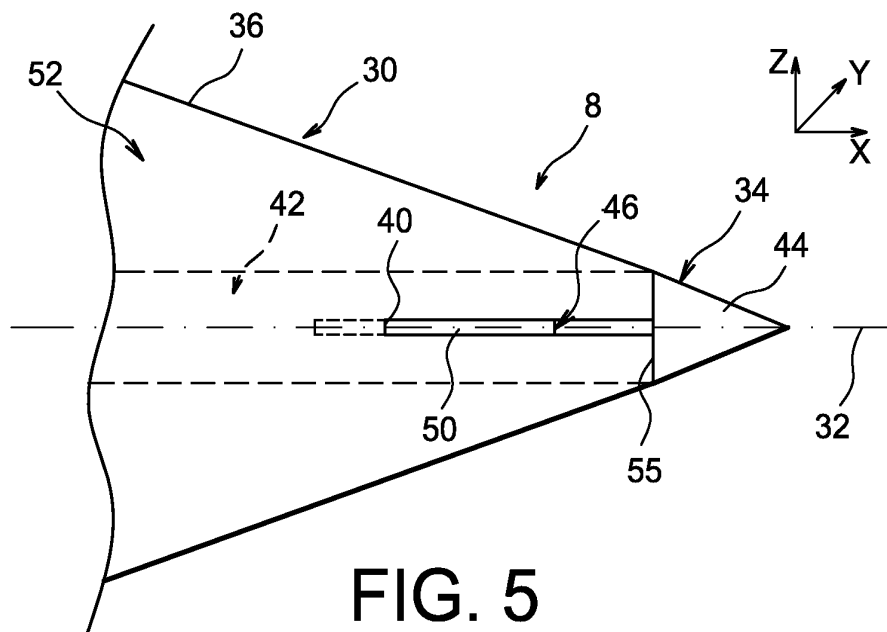


FIG. 2

2 / 3



3 / 3





RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

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

N° d'enregistrement
national

FA 696359
FR 0757137

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	US 5 038 559 A (BLACKMORE WALTER L [US]) 13 août 1991 (1991-08-13) * figures * -----	1,5-8	F02K1/04 F02K3/06
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			F02K B64D B64C
Date d'achèvement de la recherche 28 mars 2008		Examineur Raspo, Fabrice	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS 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		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	

