

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication : 2 971 015

(à n'utiliser que pour les  
commandes de reproduction)

②1 N° d'enregistrement national : 11 50769

⑤1 Int Cl<sup>8</sup> : F 02 K 1/08 (2012.01), F 02 K 1/09

⑫

## DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 01.02.11.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la  
demande : 03.08.12 Bulletin 12/31.

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) : SNECMA Société anonyme — FR.

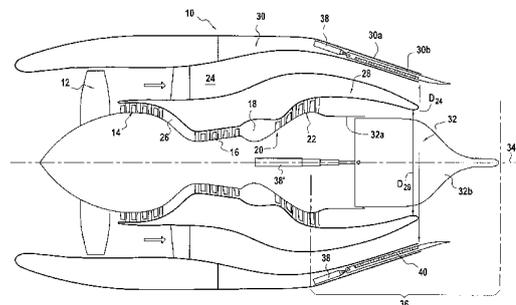
⑦2 Inventeur(s) : AEBERLI SEBASTIEN JEAN PAUL,  
BODARD GUILLAUME et VUILLEMIN ALEXANDRE,  
ALFRED, GASTON.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BEAU DE LOMENIE.

⑤4 TUYÈRE D'EJECTION POUR TURBOREACTEUR D'AVION A DOUBLE FLUX SEPARÉS A CAPOT  
SECONDAIRE DEPLOYABLE ET CORPS CENTRAL RETRACTABLE.

⑤7 L'invention concerne une tuyère d'éjection (36) pour  
turboréacteur d'avion à double flux séparés comprenant un  
corps central annulaire (32), un capot primaire annulaire  
(28) entourant le corps central pour délimiter un canal  
d'écoulement de flux chaud (26), et un capot secondaire an-  
nulaire (30) entourant le capot primaire pour délimiter un ca-  
nal d'écoulement de flux froid (24), le corps central et le  
capot secondaire comprenant chacun une partie fixe (32a,  
30a) et une partie mobile (32b, 30b) raccordée à une extré-  
mité aval de la partie fixe, la partie mobile (32b) du corps  
central étant apte à se rétracter longitudinalement vers  
l'amont par rapport à la partie fixe (32a), la partie mobile  
(30b) du capot secondaire étant apte à se déployer longitu-  
dinalement vers l'aval par rapport à la partie fixe (30a).



FR 2 971 015 - A1



### Arrière-plan de l'invention

La présente invention se rapporte au domaine général du traitement du bruit émis par les turboréacteurs d'avion à double flux  
5 séparés.

Une tuyère d'éjection pour turboréacteur d'avion à double flux séparés se compose généralement d'un corps central annulaire, d'un capot primaire annulaire disposé concentriquement autour du corps central et délimitant avec celui-ci un canal annulaire d'écoulement d'un flux chaud  
10 issu du turboréacteur, et d'un capot secondaire annulaire disposé concentriquement autour du capot primaire et délimitant avec celui-ci un canal annulaire d'écoulement d'un flux froid dit de contournement.

La tendance actuelle pour réduire le bruit de jet d'un tel turboréacteur lors des phases de décollage d'un avion est d'augmenter son taux de dilution (c'est-à-dire le rapport entre la masse d'air du flux froid et la masse d'air du flux chaud) notamment en augmentant la section de passage du canal d'écoulement du flux froid. En effet, à iso-poussée, l'augmentation du taux de dilution du turboréacteur permet de réduire les vitesses d'éjection et donc le bruit dû au mélange des gaz  
20 d'éjection.

Cependant, l'augmentation du taux de dilution des turboréacteurs à double flux séparés entraîne une augmentation de leur diamètre extérieur, ce qui pose un évident problème d'intégration des moteurs sous les ailes d'un avion. En effet, la taille limite raisonnable  
25 d'intégration des turboréacteurs à double flux séparés est à ce jour quasiment atteinte et il semble difficile de poursuivre plus en avant dans cette direction.

Pour réduire le bruit de jet d'un turboréacteur à double flux séparés, il est également connu de munir l'un des capots de la tuyère d'éjection d'une pluralité de motifs répétitifs (de forme triangulaire par exemple) répartis sur toute la circonférence du bord de fuite du capot en question (généralement le capot primaire). La mise en place de tels motifs permet de favoriser le mélange entre les flux en sortie de la tuyère, ce qui contribue à réduire le bruit de jet.  
30

Si cette solution s'avère assez efficace, elle présente toutefois un impact négatif sur les performances aérodynamiques du turboréacteur  
35

lors des phases de vol de croisière. De plus, les gains obtenus en matière de réduction du bruit restent relativement modestes.

#### Objet et résumé de l'invention

5 La présente invention a donc pour but principal de pallier de tels inconvénients en proposant une approche différente pour réduire le bruit de jet d'une tuyère de turboréacteur d'avion du type à double flux séparés.

10 Ce but est atteint grâce à une tuyère d'éjection pour turboréacteur d'avion à double flux séparés comprenant un corps central annulaire, un capot primaire annulaire entourant le corps central pour délimiter un canal d'écoulement de flux chaud, et un capot secondaire annulaire entourant le capot primaire pour délimiter un canal d'écoulement de flux froid, caractérisée en ce que le corps central et le  
15 capot secondaire comprennent chacun une partie fixe et une partie mobile raccordée à une extrémité aval de la partie fixe, la partie mobile du corps central étant apte à se rétracter longitudinalement vers l'amont par rapport à la partie fixe, la partie mobile du capot secondaire étant apte à se déployer longitudinalement vers l'aval par rapport à la partie fixe.

20 Lors des phases de décollage, la partie mobile du capot secondaire d'une telle tuyère est déployée vers l'aval (par rapport à une position nominale de la tuyère), tandis que la partie mobile du corps central est rétractée vers l'amont par rapport à la position nominale de la tuyère. Dans cette configuration, la tuyère s'apparente alors à une tuyère  
25 du type à double flux confluents. Ce type de tuyère privilégie le mélange entre flux froid et flux chaud, ce qui contribue à réduire le bruit de jet. Par ailleurs, toujours dans cette configuration, l'allongement du capot secondaire permet de confiner les sources de bruit provenant de la soufflante et du mélange entre les flux froid et chaud. Il en résulte une  
30 forte atténuation acoustique du bruit de jet au décollage.

Lors des phases de vol en croisière, la partie mobile du capot secondaire est rétractée vers l'amont pour le ramener à sa position nominale, tandis que la partie mobile du corps central est déployée vers l'aval pour le ramener à sa position nominale. Dans cette configuration, la  
35 tuyère redevient une tuyère du type à double flux séparés privilégiant la

réduction de traînée, ce qui contribue à réduire la consommation spécifique de l'avion.

De la sorte, la tuyère selon l'invention permet de réduire le bruit de jet lors des phases de décollage sans pour autant pénaliser ses performances aérodynamiques lors des phases de vol de croisière. Notamment, sur des cycles permettant de réaliser des performances équivalentes au décollage (en terme de poussée notamment), le gain d'une telle tuyère est de 2 EPNdB ( « Effective Perceived Noise in Decibels », soit le bruit effectif perçu en décibels), à comparer à un gain compris entre 0,5 et 1 EPNdB pour une tuyère dont le bord de fuite du capot primaire est muni de motifs triangulaires de réduction du bruit de jet.

De façon avantageuse, la surface interne du capot secondaire est revêtue au moins au niveau de sa partie mobile d'un revêtement de traitement passif du bruit. Ainsi, l'allongement du capot secondaire permet de traiter plus efficacement ces sources de bruit grâce à la présence d'un tel traitement acoustique.

De façon avantageuse encore, la partie mobile du corps central est apte à se rétracter vers l'amont par rapport à la partie fixe sur une distance  $d_1$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_1 \leq D_{26}$  ; où  $D_{26}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux chaud.

Toujours de façon avantageuse, la partie mobile du capot secondaire est apte à se déployer vers l'aval par rapport à la partie fixe sur une distance  $d_2$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_2 \leq D_{24}$  ; où  $D_{24}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux froid.

La partie mobile du capot secondaire peut être apte à se déployer sous l'actionnement d'au moins un vérin dont le corps est fixé sur la partie fixe et la tige est fixée sur la partie mobile. De même, la partie mobile du corps central peut être apte à se rétracter sous l'actionnement d'au moins un vérin dont le corps est fixé sur la partie fixe et la tige est fixée sur la partie mobile.

L'invention a aussi pour objet un turboréacteur d'avion à double flux séparés comprenant une tuyère d'éjection telle que définie précédemment.

L'invention a encore pour objet un procédé de pilotage d'une tuyère d'éjection telle que définie précédemment, consistant, lors de la

phase de décollage de l'avion, à déployer la partie mobile du capot secondaire vers l'aval par rapport à une position nominale et à rétracter la partie mobile du corps central vers l'amont par rapport à une position nominale, et, lors de la phase de vol en croisière, à rétracter la partie mobile du capot secondaire vers l'amont pour le ramener à sa position nominale et à déployer la partie mobile du corps central vers l'aval pour le ramener à sa position nominale.

#### Brève description des dessins

10 D'autres caractéristiques et avantages de la présente invention ressortiront de la description faite ci-dessous, en référence aux dessins annexés qui en illustrent un exemple de réalisation dépourvu de tout caractère limitatif. Sur les figures :

15 - la figure 1 est une vue en coupe schématique d'un turboréacteur d'avion à double flux séparés équipé d'une tuyère selon l'invention, celle-ci étant mise en configuration de vol en croisière ; et

- la figure 2 est une vue du turboréacteur de la figure 1 avec la tuyère mise dans une configuration de décollage.

#### 20 Description détaillée d'un mode de réalisation

L'invention s'applique à tout turboréacteur d'avion du type à double flux séparés tel que celui représenté sur les figures 1 et 2.

25 De façon connue, un turboréacteur 10 d'avion à double flux séparés comprend, d'amont en aval, une soufflante 12, un compresseur basse-pression 14, un compresseur haute-pression 16, une chambre de combustion 18, une turbine haute-pression 20 et une turbine basse-pression 22.

30 La soufflante délivre un flux d'air alimentant d'une part un canal annulaire d'écoulement de flux froid 24, et d'autre part un canal annulaire d'écoulement de flux chaud 26 coaxial au canal d'écoulement de flux froid.

35 Le canal d'écoulement de flux froid 24 est délimité radialement entre un capot primaire annulaire 28 (à l'intérieur) et un capot secondaire annulaire 30 (à l'extérieur) disposé concentriquement autour du capot primaire et formé notamment par la nacelle du turboréacteur. Quant au canal d'écoulement de flux chaud 26, il est délimité radialement entre le

capot primaire 28 (à l'extérieur) et le corps central annulaire 32 du turboréacteur (à l'intérieur).

Le corps central et les capots primaire et secondaire du turboréacteur sont centrés sur l'axe longitudinal 34 de celui-ci et  
5 présentent une géométrie axisymétrique par rapport à cet axe. La partie terminale de ces éléments forme une tuyère 36 d'éjection des flux gazeux issus du turboréacteur.

Selon l'invention, la géométrie de la tuyère 36 est variable selon la phase de vol de l'avion. Lors des phases de vol en croisière (figure 1), la  
10 tuyère a une position dite nominale dans laquelle elle présente une géométrie classique de tuyère du type à double flux séparés. Cette configuration privilégie la réduction de traînée, ce qui contribue à réduire la consommation spécifique de l'avion. En revanche, lors des phases de décollage (figure 2), la tuyère présente une géométrie de tuyère du type à  
15 double flux confluents privilégiant le mélange entre flux froid et flux chaud, ce qui contribue à réduire le bruit de jet.

A cet effet, le corps central 32 de la tuyère comprend une partie fixe 32a et une partie mobile 32b raccordée à une extrémité aval de la partie fixe, la partie mobile du corps central est apte à se rétracter  
20 longitudinalement vers l'amont par rapport à la partie fixe.

De même, le capot secondaire 30 de la tuyère comprend une partie fixe 30a et une partie mobile 30b raccordée à une extrémité aval de la partie fixe, la partie mobile du capot secondaire étant apte à se déployer longitudinalement vers l'aval par rapport à la partie fixe.

De façon plus précise, le déplacement des parties mobiles 30b,  
25 32b du capot secondaire et du corps central, respectivement, par rapport à leurs parties fixes 30a, 30b respectives est assuré par un ou plusieurs vérins, respectivement 38, 38', ayant chacun un corps fixé sur la partie fixe correspondante et une tige fixée sur la partie mobile correspondante.

30 On notera que dans l'exemple de réalisation des figures 1 et 2, les parties mobiles se déplacent à l'intérieur des parties fixes respectives. Une disposition inverse est bien entendu parfaitement envisageable.

Par ailleurs, de façon avantageuse, la partie mobile 32b du corps central 32 peut se rétracter vers l'amont par rapport à la partie fixe  
35 32a sur une distance  $d_1$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_1 \leq D_{26}$  où  $D_{26}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux chaud 26. On

notera que ce diamètre externe  $D_{26}$  est celui pris à l'extrémité du canal de flux chaud délimité par l'extrémité aval du capot primaire 28.

Toujours de façon avantageuse, la partie mobile 30b du capot secondaire 30 peut se déployer vers l'aval par rapport à la partie fixe 30a sur une distance  $d_2$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_2 \leq D_{24}$  où  $D_{24}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux froid 24. On notera que ce diamètre externe  $D_{24}$  est celui pris à l'extrémité aval du canal de flux froid 24 délimité par l'extrémité aval de la partie fixe 30a du capot secondaire 30.

10 A titre d'exemple, pour un turboréacteur à taux de dilution élevé dont le diamètre externe  $D_{24}$  du canal d'écoulement de flux froid atteint 2m, la partie mobile du capot secondaire pourra se déployer sur une distance longitudinale pouvant atteindre 2m.

Lors des phases de vol en croisière (figure 1), la partie mobile 15 32b du corps central 32 de la tuyère est maintenue dans sa position déployée vers l'aval par rapport à la partie fixe 32a, et la partie mobile 30b du capot secondaire 30 est maintenue rétractée vers l'amont par rapport à la partie fixe 30a. La tuyère est ainsi dans sa configuration dite nominale avec une nacelle courte qui limite la traînée afin de réduire la 20 consommation spécifique de l'avion.

Lors des phases de décollage (figure 2), la partie mobile 32b du corps central 32 de la tuyère est rétractée vers l'amont par rapport à sa position nominale, et la partie mobile 30b du capot secondaire 30 est déployée vers l'aval par rapport à sa position nominale. La tuyère est ainsi 25 dans sa configuration du type à double flux confluent privilégiant le mélange entre flux froid et flux chaud, ce qui contribue à réduire le bruit de jet.

Par ailleurs, au moins la partie mobile 30b du capot secondaire de la tuyère présente, au niveau de sa surface interne, un revêtement de 30 traitement passif du bruit 40, par exemple sous la forme d'une structure en nid d'abeille fonctionnant selon le principe des résonateurs de Helmholtz.

Ainsi, lorsque la partie mobile 30b du capot secondaire 30 est déployée vers l'aval par rapport à sa position nominale, le bruit issu de la 35 soufflante du turboréacteur peut être traité acoustiquement sur une longueur plus importante (généralement, des panneaux de traitement

passif du bruit sont également disposés sur la surface interne du capot secondaire en aval de la soufflante et en amont de la tuyère). Dans cette configuration de la tuyère, l'allongement du capot secondaire permet, d'une part de confiner les sources de bruit provenant de la soufflante et du mélange entre les flux froid et chaud, et d'autre part de traiter plus efficacement ces sources de bruit grâce à la présence du traitement acoustique.

## REVENDEICATIONS

1. Tuyère d'éjection (36) pour turboréacteur d'avion à double flux séparés comprenant un corps central annulaire (32), un capot primaire annulaire (28) entourant le corps central pour délimiter un canal d'écoulement de flux chaud (26), et un capot secondaire annulaire (30) entourant le capot primaire pour délimiter un canal d'écoulement de flux froid (24), caractérisée en ce que le corps central et le capot secondaire comprennent chacun une partie fixe (32a, 30a) et une partie mobile (32b, 30b) raccordée à une extrémité aval de la partie fixe, la partie mobile (32b) du corps central étant apte à se rétracter longitudinalement vers l'amont par rapport à la partie fixe (32a), la partie mobile (30b) du capot secondaire étant apte à se déployer longitudinalement vers l'aval par rapport à la partie fixe (30a).

15

2. Tuyère selon la revendication 1, dans laquelle la surface interne du capot secondaire est revêtue au moins au niveau de sa partie mobile d'un revêtement de traitement passif du bruit (40).

20

3. Tuyère selon l'une des revendications 1 et 2, dans laquelle la partie mobile du corps central est apte à se rétracter vers l'amont par rapport à la partie fixe sur une distance  $d_1$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_1 \leq D_{26}$  ; où  $D_{26}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux chaud.

25

4. Tuyère selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, dans laquelle la partie mobile du capot secondaire est apte à se déployer vers l'aval par rapport à la partie fixe sur une distance  $d_2$  vérifiant l'inégalité suivante :  $0 < d_2 \leq D_{24}$  ; où  $D_{24}$  est le diamètre externe du canal d'écoulement de flux froid.

30

5. Tuyère selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, dans laquelle la partie mobile du capot secondaire est apte à se déployer sous l'actionnement d'au moins un vérin (38) dont le corps est fixé sur la partie fixe et la tige est fixée sur la partie mobile.

35

6. Tuyère selon l'une quelconque des revendications 1 à 5, dans laquelle la partie mobile du corps central est apte à se rétracter sous l'actionnement d'au moins un vérin (38') dont le corps est fixé sur la partie fixe et la tige est fixée sur la partie mobile.

5

7. Turboréacteur (10) d'avion à double flux séparés comprenant une tuyère d'éjection (36) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6.

10

8. Procédé de pilotage d'une tuyère d'éjection (36) selon l'une quelconque des revendications 1 à 6, consistant :

lors de la phase de décollage de l'avion, à déployer la partie mobile (30b) du capot secondaire (30) vers l'aval par rapport à une position nominale et à rétracter la partie mobile (32b) du corps central (32) vers l'amont par rapport à une position nominale ; et

15

lors de la phase de vol en croisière, à rétracter la partie mobile du capot secondaire vers l'amont pour le ramener à sa position nominale et à déployer la partie mobile du corps central vers l'aval pour le ramener à sa position nominale.

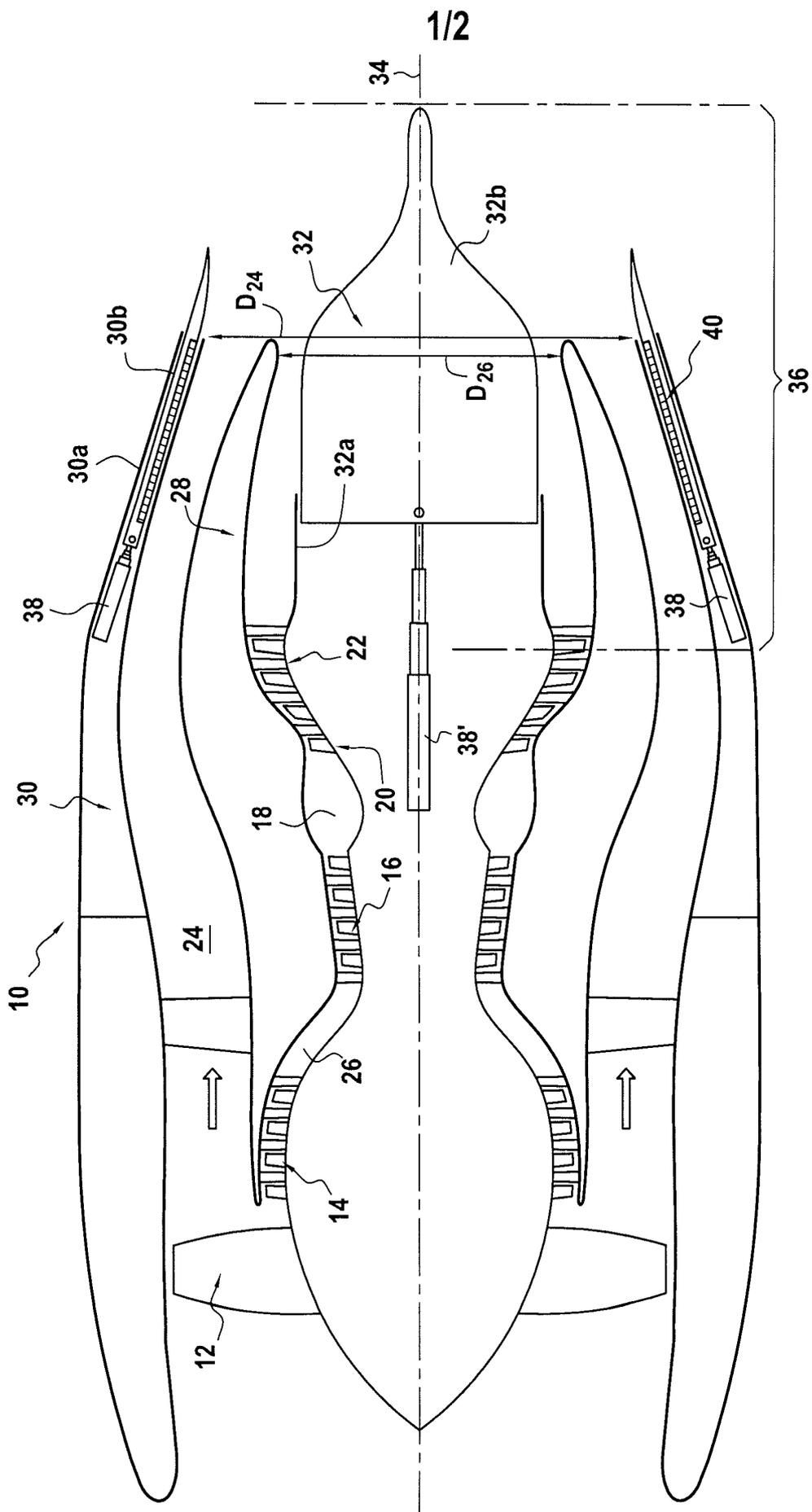


FIG. 1

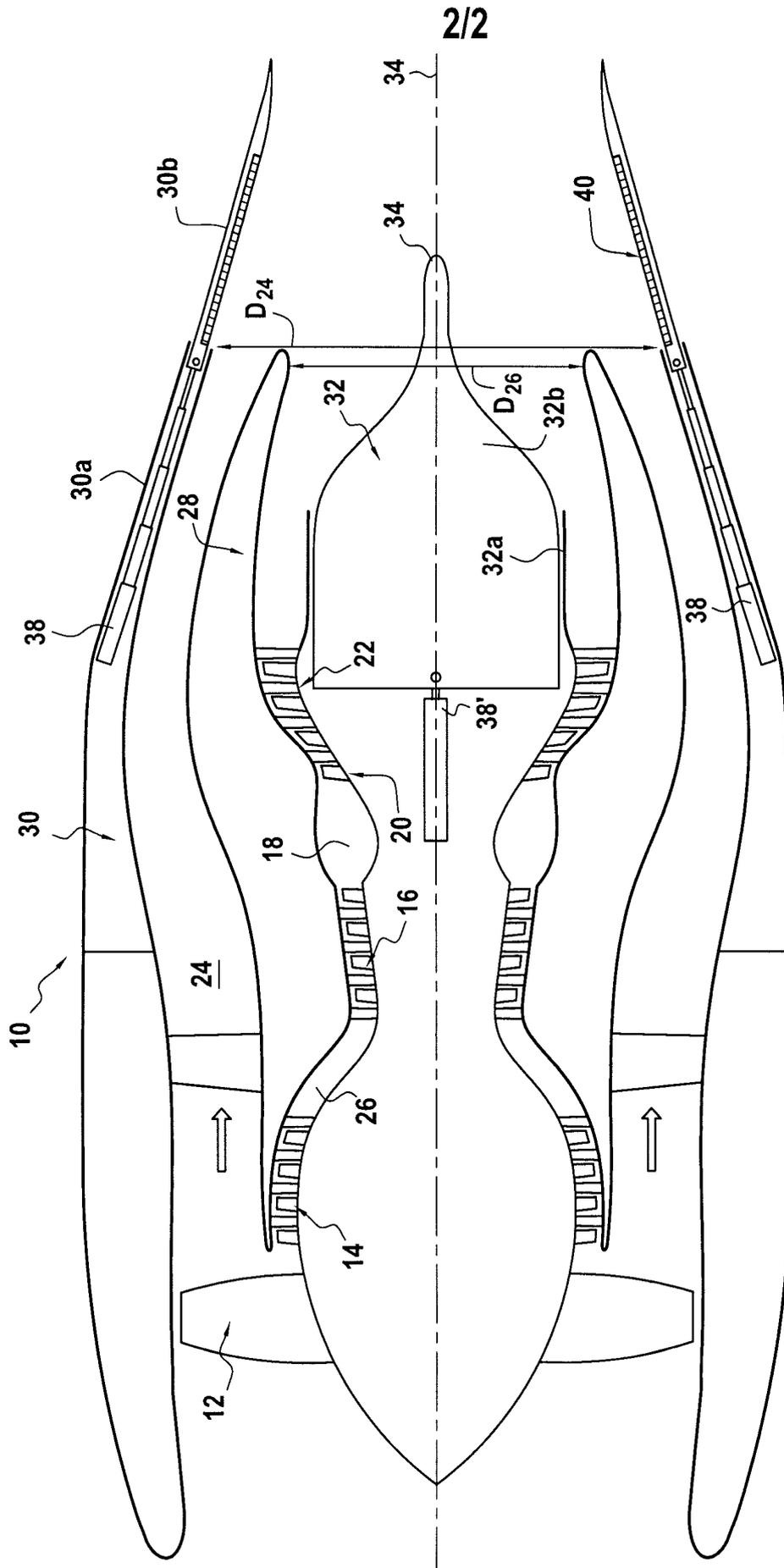


FIG. 2



**RAPPORT DE RECHERCHE  
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement  
national

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

FA 749221  
FR 1150769

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 4 527 388 A (WALLACE JR FRANK B [US]) 9 juillet 1985 (1985-07-09) * colonne 1, ligne 10 - ligne 15 * * colonne 6, ligne 3 - ligne 9 * * colonne 6, ligne 27 - ligne 31 * * figures 1,2 *	1-8	F02K1/08 F02K1/09
X	EP 1 835 130 A2 (GEN ELECTRIC [US]) 19 septembre 2007 (2007-09-19) * figure 3 *	1-7	
X	EP 0 578 951 A1 (DEUTSCHE AEROSPACE [DE] DAIMLER BENZ AEROSPACE AG [DE]) 19 janvier 1994 (1994-01-19) * figures 3,4 *	1-5,7	
X	FR 2 660 972 A1 (MTU MUENCHEN GMBH [DE]) 18 octobre 1991 (1991-10-18) * figure 1 *	1-4,6,7	
A	WO 96/12881 A1 (UNITED TECHNOLOGIES CORP [US]) 2 mai 1996 (1996-05-02) * figure 3 *	1-8	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)  F02C F02K
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
21 septembre 2011		Rapenne, Lionel	
<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 ..... &amp; : membre de la même famille, document correspondant</p>	

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE  
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 1150769 FA 749221**

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 **21-09-2011**

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
US 4527388	A	09-07-1985	AUCUN	
-----				
EP 1835130	A2	19-09-2007	CA 2581909 A1	15-09-2007
			CN 101037949 A	19-09-2007
			JP 2007247648 A	27-09-2007
			US 2007214795 A1	20-09-2007
-----				
EP 0578951	A1	19-01-1994	DE 4222947 A1	13-01-1994
			JP 2767186 B2	18-06-1998
			JP 6159136 A	07-06-1994
			US 5351480 A	04-10-1994
-----				
FR 2660972	A1	18-10-1991	DE 4012212 A1	24-10-1991
			GB 2243878 A	13-11-1991
			JP 5099071 A	20-04-1993
			US 5165227 A	24-11-1992
-----				
WO 9612881	A1	02-05-1996	AUCUN	
-----				