Office de la Propriété Intellectuelle du Canada
Un organisme d'Industrie Canada

Canadian Intellectual Property Office
An agency of Industry Canada

CA 2602176 A1 2008/03/20

(21) 2 602 176

(12) DEMANDE DE BREVET CANADIEN
CANADIAN PATENT APPLICATION

(13) A1

(22) Date de dépôt/Filing Date: 2007/09/18

(41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2008/03/20

(30) Priorité/Priority: 2006/09/20 (FR0608216)

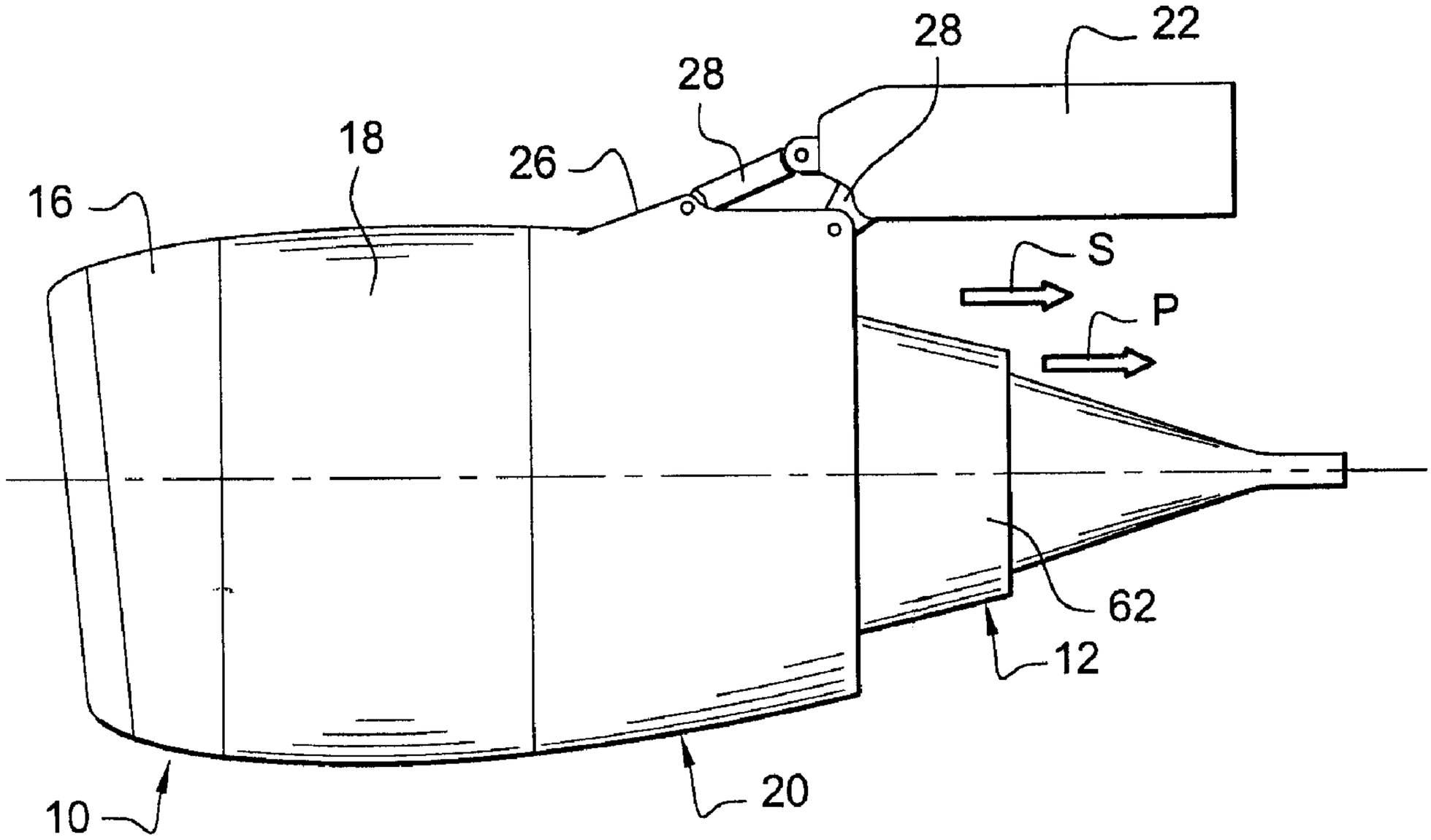
(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 29/06* (2006.01)

(71) Demandeur/Applicant:
SNECMA, FR

(72) Inventeurs/Inventors:
GUIBERT, THIBAUD JEAN-BAPTISTE, FR;
LEFORT, GUILLAUME, FR;
TESNIERE, MARC PATRICK, FR

(74) Agent: GOUDREAU GAGE DUBUC

(54) Titre : SYSTEME PROPULSIF A PYLONE INTEGRE POUR AVION
(54) Title: PROPELLANT SYSTEM WITH INTEGRATED PYLON FOR AIRCRAFT



(57) Abrégé/Abstract:
Système propulsif comprenant un turboréacteur à double flux, et une nacelle (10) dont une partie cylindrique aval (20) est rigide et est fixée à son extrémité amont sur un carter intermédiaire du moteur, cette partie cylindrique aval (20) comprenant également une poutre longitudinale (26) de fixation de tiges (28) d'accrochage du moteur sur une partie (22) d'un avion.

Abrégé

Système propulsif à pylône intégré

Système propulsif comprenant un turboréacteur à double flux, et une nacelle (10) dont une partie cylindrique aval (20) est rigide et est fixée à son extrémité amont sur un carter intermédiaire du moteur, cette partie cylindrique aval (20) comprenant également une poutre longitudinale (26) de fixation de tiges (28) d'accrochage du moteur sur une partie (22) d'un avion.

- Figure 1 -

Système propulsif à pylône intégré pour avion

L'invention concerne un système propulsif d'avion à moteur à turboréacteur à double flux, comprenant une nacelle portée par un carter intermédiaire du moteur et qui délimite un espace d'écoulement d'un flux secondaire autour du turboréacteur, ce flux secondaire étant destiné à fournir plus de 80% de la poussée.

Le moteur est en général accroché sous une aile ou à une partie du fuselage ou de l'empennage de l'avion, au moyen d'un pylône qui est une pièce très robuste et très lourde et qui est fixé au moteur en plusieurs points au travers de suspensions par lesquelles passent tous les efforts transmis entre le moteur et l'avion.

La fixation par pylône et suspensions se traduit aussi par un déport de la reprise de poussée par rapport à l'axe du moteur, qui entraîne une flexion globale de la ligne des carters du moteur. Le pylône est de plus fixé sur le moteur par des éléments qui traversent et obstruent partiellement la veine d'écoulement du flux secondaire à l'intérieur de la nacelle, ce qui amène à augmenter de façon correspondante les dimensions radiales de la nacelle alors que les constructeurs d'avion souhaiteraient plutôt diminuer ces dimensions, en particulier pour les moteurs à fort taux de dilution.

La présente invention a pour objet un système propulsif du type décrit ci-dessus, qui évite les inconvénients précités de la technique antérieure de façon simple, efficace et économique.

Elle propose à cet effet un système propulsif intégré comprenant un moteur d'avion à turboréacteur à double flux, une nacelle portée par un carter intermédiaire du moteur et qui délimite un espace annulaire d'écoulement d'un flux secondaire autour du turboréacteur, ce système étant caractérisé en ce que la nacelle comporte une partie cylindrique aval qui est rigide et comporte à son extrémité amont une bride annulaire de fixation sur au moins 180° de la circonférence externe du carter intermédiaire, cette partie cylindrique supportant et guidant le carter

d'échappement du turboréacteur à son extrémité aval et comprenant également des moyens de fixation d'organes d'accrochage du moteur sur une partie de l'avion.

Cette partie cylindrique aval de la nacelle, appelée « OFS » (Outer Fixed Structure) dans la technique, a une rigidité qui lui permet une transmission d'efforts entre le moteur et l'avion. Sa fixation sur le carter intermédiaire du moteur lui permet de supporter intégralement le moteur et de supprimer les suspensions et en partie le pylône utilisé dans la technique antérieure, qui est remplacé par des moyens beaucoup plus légers d'accrochage à l'avion, ce qui se traduit par un gain de masse important. Cette fixation permet en outre de supprimer les points de reprise d'efforts locaux que l'on trouvait dans la technique antérieure et de répartir les efforts transmis sur une zone plus étendue, s'étendant sur au moins 180° autour de l'axe à la périphérie externe du carter intermédiaire et de préférence sur 360° et donc sur toute la périphérie externe du carter intermédiaire.

Selon une autre caractéristique de l'invention, les moyens de fixation des organes d'accrochage sur l'avion comprennent une poutre longitudinale rapportée ou formée en surépaisseur sur la partie cylindrique aval de la nacelle, et les organes d'accrochage sur l'avion sont formés par des bielles ou des tiges de liaison fixées à leurs extrémités sur cette poutre longitudinale et sur l'avion et constituant un système rigide et indéformable.

L'extrémité aval de la partie cylindrique est reliée au carter d'échappement du turboréacteur par des tiges et des organes de liaison autorisant une dilatation axiale et radiale du carter d'échappement lors du fonctionnement du moteur.

En variante, l'extrémité aval de la partie cylindrique précitée est reliée au carter d'échappement par l'intermédiaire d'un carter auxiliaire qui entoure le carter d'échappement et qui est relié par des bielles ou des tiges de liaison à la partie cylindrique aval de la nacelle.

Dans le mode de réalisation préféré de l'invention, la partie cylindrique aval de la nacelle comprend une ossature sur laquelle sont fixés des panneaux de carénage ou de capotage, formant une paroi externe de guidage du flux secondaire généré par la soufflante du moteur.

Une enveloppe cylindrique formant une paroi radialement interne de guidage du flux secondaire est avantageusement fixée à son extrémité amont sur le carter intermédiaire et peut être reliée au carter d'échappement par l'intermédiaire de moyens autorisant une dilatation axiale et radiale de ce carter d'échappement lors du fonctionnement du moteur.

Le moteur selon l'invention peut être équipé ou non d'un inverseur de poussée. Dans le premier cas, le flux secondaire généré par la soufflante est dévié, lors du fonctionnement de l'inverseur de poussée, à travers une partie ajourée de l'ossature de la partie cylindrique aval de la nacelle.

Les panneaux de carénage ou de capotage fixés sur cette ossature sont alors déplaçables en translation entre une position amont dans laquelle ils obturent cette partie ajourée de l'ossature et une position aval dans laquelle ils dégagent cette partie ajourée et autorisent le fonctionnement de l'inverseur de poussée.

L'invention concerne également une partie cylindrique aval de nacelle d'un moteur d'avion du type décrit ci-dessus, caractérisée en ce qu'elle comprend une poutre longitudinale externe comportant des moyens d'accrochage de moyens de fixation sur un avion et, à une extrémité, une bride annulaire de fixation sur au moins 180 degrés de la circonférence externe d'un carter intermédiaire du moteur.

Dans un mode de réalisation particulier de l'invention, cette partie cylindrique comprend une ossature dont une extrémité ajourée permet l'installation des grilles pour l'inverseur de poussée, et des panneaux de capotage mobiles pour ouvrir et fermer cette extrémité ajourée.

De façon générale, le moteur selon l'invention peut être fixé par les moyens précités sur une partie quelconque d'un avion, et par exemple sous une aile, sur une aile, sur une structure intégrée à l'aile, sur le fuselage ou sur l'empennage de l'avion.

L'invention sera mieux comprise et d'autres caractéristiques, détails et avantages de celle-ci apparaîtront plus clairement à la lecture de la description qui suit, faite à titre d'exemple en référence aux dessins annexés, dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique de côté d'un système selon l'invention fixé sous l'aile d'un avion ;

- la figure 2 est une vue schématique en perspective d'une partie du système de la figure 1 ;

- la figure 3 est une vue schématique en perspective de l'ossature de la partie cylindrique aval de la nacelle, pour un moteur équipé d'un inverseur de poussée,

- la figure 4 est une vue schématique en perspective de la partie cylindrique aval de la nacelle fixée sur un carter intermédiaire ;

- la figure 5 est une vue schématique de côté de l'ensemble de la figure 4 après retrait d'un capot ;

- les figures 6 et 7 représentent deux variantes de réalisation de l'invention.

L'ensemble propulsif représenté schématiquement aux figures 1 et 2 comprend essentiellement une nacelle 10 de forme cylindrique qui entoure un turboréacteur 12 dont seule la partie arrière est visible en figure 1 et une roue de soufflante (non visible) montée à l'intérieur de la nacelle 10 à l'avant du moteur, cette roue de soufflante étant entraînée en rotation par la turbine du turboréacteur, d'une façon bien connue de l'homme du métier.

Pendant le fonctionnement du moteur, la soufflante génère un flux d'air secondaire qui s'écoule à l'intérieur de la nacelle 10 vers l'arrière autour du turboréacteur 12 et qui produit 80% de la poussée fournie par le moteur. Une partie de l'air entrant dans le moteur 10 alimente le

compresseur d'entrée du turboréacteur, puis est mélangée à du carburant dans la chambre de combustion. Les gaz de combustion sortant de la chambre de combustion passent dans la turbine puis sont éjectés dans un carter d'échappement et sortent du turboréacteur comme indiqué par la flèche P en figure 1, où la flèche voisine S désigne la sortie du flux secondaire.

La nacelle 10 du moteur comprend une partie cylindrique amont 16 appelée manche d'entrée d'air, une partie cylindrique intermédiaire 18 formée de capots portés par le carter intermédiaire du moteur, et une partie cylindrique aval 20 appelée généralement « OFS » (Outer Fixed Structure) qui, selon l'invention, est une partie structurante transmettant les efforts et servant à la fixation du moteur 10 sur une structure porteuse 22 faisant partie d'une aile d'avion.

Cette partie cylindrique aval 20 comprend une ossature cylindrique rigide 24 (figure 2) qui comporte le long de sa génératrice supérieure une poutre longitudinale 26 qui peut être formée d'une pièce avec l'ossature 24 ou être rapportée sur celle-ci, cette poutre comportant des moyens de fixation des organes 28 d'accrochage du moteur sur l'avion, ces organes 28 étant constitués dans l'exemple représenté par des biellettes ou des tiges de liaison qui constituent un ensemble rigide et indéformable quand leurs extrémités sont fixées sur la poutre 26 et sur la structure porteuse 22.

L'ossature 24 de la partie structurale aval 20 de la nacelle comporte une bride annulaire amont 30 par laquelle elle est fixée sur une bride annulaire correspondante externe d'un carter intermédiaire 32 du moteur, ce carter intermédiaire comprenant, d'une façon connue de l'homme du métier, une partie annulaire interne cylindrique qui entoure le compresseur du turboréacteur et une partie annulaire cylindrique externe associée à la nacelle 10, les deux parties annulaires cylindriques du carter intermédiaire étant en général reliées entre elles par des bras radiaux tubulaires permettant également le passage de servitudes.

L'ossature cylindrique 24 de la partie structurante aval de la nacelle comporte de larges ouvertures latérales 34 d'accès au turboréacteur, ces ouvertures étant de forme triangulaire dans l'exemple de la figure 2 et s'étendant sur un peu plus de 90° autour de l'axe du moteur à partir d'un montant longitudinal inférieur 36 de l'ossature, qui est diamétralement opposé à la poutre longitudinale 26.

L'extrémité arrière ou aval de l'ossature 24 forme un anneau 38 qui entoure le carter d'échappement 40 du turboréacteur et qui supporte ce carter au moyen de biellettes ou tiges de liaison 42 disposées en triangle équilatéral et formant des cordes à l'intérieur de l'anneau 38, ces tiges de liaison 42 coopérant dans leur partie médiane avec le carter d'échappement par l'intermédiaire de moyens connus formant des patins de centrage et de glissement, qui autorisent une dilatation axiale qui peut être d'environ 10 à 15mm et une dilatation radiale qui peut être d'environ 4 à 5mm du carter d'échappement 40 pendant le fonctionnement du moteur.

La poutre longitudinale 26 de l'ossature cylindrique 24 de la partie structurante aval de la nacelle et les organes d'accrochage 28 permettent de fixer le moteur 10 sous l'aile de l'avion en répartissant les efforts statiques et dynamiques sur une partie au moins de la circonférence externe du carter intermédiaire 32 du moteur, cette partie étant comprise entre 180° et 360° autour de l'axe du moteur et étant de préférence égale à 360°, c'est-à-dire que dans ce cas l'ossature cylindrique 24 de la partie cylindrique aval de la nacelle est fixée sur toute la circonférence externe du carter intermédiaire et que les efforts transmis entre le moteur et l'avion sont répartis sur toute cette circonférence.

On évite ainsi les problèmes de distorsion de carcasse que l'on rencontrait dans la technique antérieure et l'on évite également les problèmes liés à la flexion globale de la ligne des carters des moteurs, qui étaient dus au déport de la reprise de poussée sur l'avion par rapport à l'axe du moteur. On réduit également la masse de l'ensemble du moteur et de ses moyens d'accrochage sur l'avion, grâce à la suppression du pylône

utilisé dans la technique antérieure, on simplifie l'ensemble des moyens d'accrochage du moteur sur l'avion et l'on supprime également les bifurcations imposées au flux secondaire à l'intérieur de la nacelle par les moyens qui servaient dans la technique antérieure à relier le turboréacteur au pylône.

Le moteur peut être fixé sous une aile comme représenté schématiquement en figure 1, mais il peut être également fixé en tout autre endroit approprié et par exemple au dessus de l'aile, ou sur le fuselage ou l'empennage de l'avion, le moteur pouvant également être intégré totalement ou partiellement dans l'aile.

La variante de réalisation de l'invention représentée aux figures 3 à 5 concerne une application de l'invention à un moteur équipé d'un inverseur de poussée. Dans ce cas, la partie cylindrique aval 20 de la nacelle comprend une ossature 46 représentée en figure 3, qui est formée avec une partie annulaire amont 48 ajourée formant un treillis dans ou sur lequel se fixe une grille de sortie du flux secondaire dévié par l'inverseur de poussée, cette ossature 46 comprenant éventuellement un anneau aval 50 semblable à l'anneau aval de l'ossature cylindrique 24 de la figure 2 et comportant des biellettes ou tiges 52 de support du carter d'échappement du turboréacteur, montées en triangle équilatéral à l'intérieur de l'anneau 50. La partie annulaire amont 48 et l'anneau aval 50 sont reliés par deux montants longitudinaux 54 et 56 diamétralement opposés, le montant supérieur 54 formant une poutre longitudinale semblable à la poutre 26 de la figure 2 et servant à la fixation des moyens d'accrochage du moteur sur une partie de l'avion. Comme dans le premier mode de réalisation, l'ossature 46 comporte une bride annulaire amont 58 de fixation sur une bride annulaire externe correspondante du carter annulaire 32 du moteur. Des capots semi-cylindriques 60 sont montés sur l'ossature 46 de façon à pouvoir coulisser entre une position amont de fermeture de la grille de sortie de l'inverseur de poussée et une position aval de dégagement de

cette grille de sortie permettant le fonctionnement de l'inverseur de poussée.

Dans une variante où l'on supprime l'anneau aval 50, les biellettes ou tiges 52 peuvent avoir une disposition autre que celle en triangle équilatéral représentée en figure 3, ces biellettes ou tiges de liaison 52 pouvant être radiales ou bien disposées en V comme représenté schématiquement en figure 5, où elles s'étendent entre l'extrémité aval de la poutre longitudinale 54 et la partie supérieure du carter d'échappement 40. Dans ce cas, les capots 60 sont remplacés par un capot 61 en forme de conduite cylindrique, représenté schématiquement en figure 6, qui est axialement coulissant pour permettre le fonctionnement de l'inverseur de poussée et faciliter la maintenance.

Dans une autre variante, ces biellettes ou tiges de liaison peuvent s'étendre entre l'anneau aval 50 de l'ossature 46 et un carter auxiliaire entourant le carter d'échappement 40 et fixé à celui-ci.

Dans une autre variante de réalisation, une enveloppe rigide sensiblement cylindrique formant une surface interne de guidage du flux secondaire, appelée généralement IFS (Inner Fixed Structure) dans la technique, telle que celle représentée en 62 en figures 1 et 6, est fixée à son extrémité amont sur une bride interne du carter intermédiaire et supporte le carter d'échappement à son extrémité aval, par l'intermédiaire de moyens permettant une dilatation axiale et radiale du carter d'échappement, en fonctionnement. Cette enveloppe rigide contribue à la réduction des distorsions de carcasse.

Dans une autre variante, les grilles 64 d'inverseur de poussée sont logées dans un carter intermédiaire allongé, en amont de la partie aval de nacelle selon l'invention comme représenté schématiquement en figure 7.

REVENDICATIONS

1. Système propulsif intégré comprenant un moteur à turboréacteur à double flux et une nacelle (10) portée par un carter intermédiaire (32) qui délimite un espace annulaire d'écoulement d'un flux secondaire autour du turboréacteur (12), caractérisé en ce que la nacelle comprend une partie cylindrique aval (20) qui est rigide et comporte à son extrémité amont une bride annulaire (30, 58) de fixation sur au moins 180° de la circonférence externe du carter intermédiaire (32), cette partie cylindrique (20) supportant et guidant le carter d'échappement (40) du turboréacteur à son extrémité aval et comprenant également des moyens (26) de fixation d'organes (28) d'accrochage du moteur sur une partie (22) de l'avion.

2. Système propulsif selon la revendication 1, caractérisé en ce que les moyens de fixation des organes d'accrochage (28) comprennent une poutre longitudinale (26) rapportée ou formée en surépaisseur sur la partie cylindrique aval (20) de la nacelle.

3. Système propulsif selon la revendication 2, caractérisé en ce que les organes d'accrochage du moteur sur l'avion comprennent des biellettes ou tiges de liaison (28) fixées à leurs extrémités sur la poutre longitudinale (26) et sur une partie (22) de l'avion.

4. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la partie cylindrique aval (20) de la nacelle constitue une paroi externe de guidage du flux secondaire.

5. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la bride annulaire amont (30) de la partie cylindrique aval de la nacelle est fixée sur 360° sur le carter intermédiaire (32).

6. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'extrémité aval (38, 50) de la partie cylindrique aval de la nacelle est reliée au carter d'échappement (40) par des biellettes ou tiges de liaison (42, 52) et par des moyens autorisant une dilatation axiale et radiale du carter d'échappement.

7. Système propulsif selon la revendication 6, caractérisé en ce que l'extrémité aval de la partie cylindrique aval de la nacelle est reliée au carter d'échappement (40) par des biellettes ou tiges de liaison fixées aux moyens (54) de fixation des organes d'accrochage du moteur sur une partie de l'avion.

8. Système propulsif selon la revendication 7, caractérisé en ce que les biellettes ou tiges de liaison forment un V entre le carter d'échappement (40) et les moyens (54) d'accrochage des moyens de fixation du moteur sur l'avion.

9. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la partie cylindrique aval de la nacelle comporte une ossature (24) sur laquelle sont fixés des panneaux de carénage ou de capotage.

10. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que la partie cylindrique aval de la nacelle comporte des ouvertures d'accès à des composants du turboréacteur, et des panneaux de fermeture de ces ouvertures.

11. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce que l'extrémité aval de la partie cylindrique aval de la nacelle supporte le carter d'échappement (40) par l'intermédiaire d'un carter auxiliaire entourant le carter d'échappement et relié par des bielles ou tiges de liaison à la partie cylindrique aval de la nacelle.

12. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'une enveloppe cylindrique (62) formant une paroi radialement interne de guidage du flux secondaire est fixée à son extrémité amont sur le carter intermédiaire et est reliée à son extrémité aval au carter d'échappement par des moyens autorisant une dilatation axiale et radiale de ce carter d'échappement.

13. Système propulsif selon l'une des revendications précédentes, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens d'inversion de poussée par

déviation du flux secondaire à travers une structure ajourée de la partie cylindrique aval de la nacelle.

14. Système propulsif selon la revendication 13, caractérisé en ce que la partie cylindrique aval de la nacelle comprend des panneaux de capotage (60) mobiles entre une position de fermeture de la structure ajourée (48) et une position de dégagement de cette structure ajourée (48) permettant le fonctionnement de l'inverseur de poussée.

15. Système propulsif selon la revendication 8, caractérisé en ce que la partie cylindrique aval de la nacelle comprend un capot (61) formé par une conduite cylindrique et monté coulissant axialement pour permettre le fonctionnement d'un inverseur de poussée et faciliter la maintenance.

16. Système propulsif selon l'une des revendications 1 à 12, caractérisé en ce qu'il comprend des moyens d'inversion de poussée dont les grilles (64) sont logées dans le carter intermédiaire allongé, en amont de ladite partie cylindrique aval de la nacelle.

17. Partie cylindrique aval d'une nacelle d'un moteur d'avion du type décrit dans l'une des revendications précédente, caractérisée en ce qu'elle comprend une poutre longitudinale externe (26, 54) comportant des moyens de fixation des moyens d'accrochage du moteur sur un avion et, à une extrémité, une bride annulaire (30) de fixation sur au moins 180° de la circonférence externe d'un carter intermédiaire du moteur.

18. Partie cylindrique selon la revendication 17, caractérisée en ce qu'elle comprend une extrémité ajourée (48) formant un treillis dans ou sur lequel viennent se fixer les grilles de sortie d'un inverseur de poussée.

19. Partie cylindrique selon la revendication 18, caractérisée en ce qu'elle comprend des panneaux de capotage (60) montés mobiles entre une position de fermeture de l'extrémité ajourée (48) et une position de dégagement de cette extrémité ajourée.

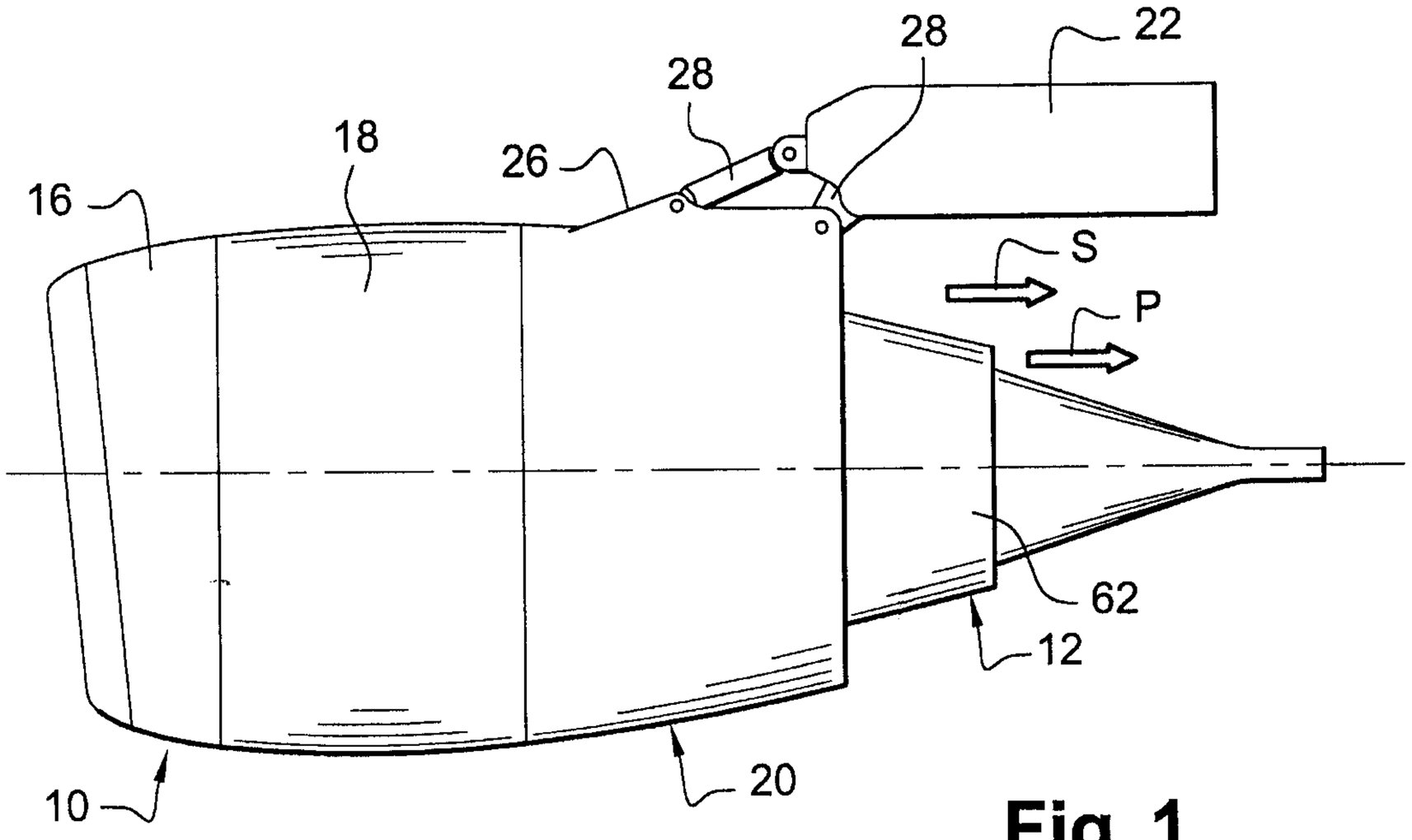


Fig. 1

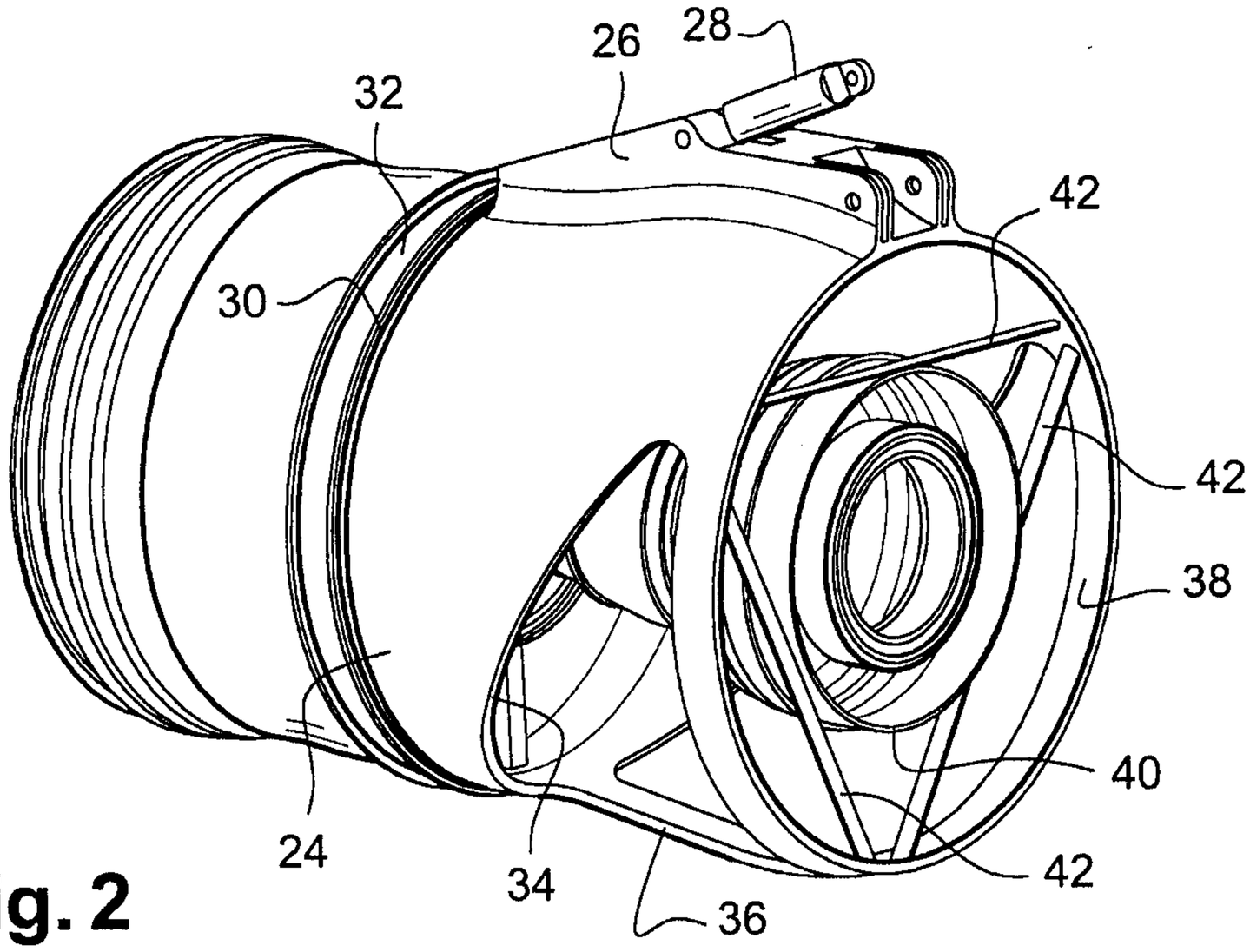


Fig. 2

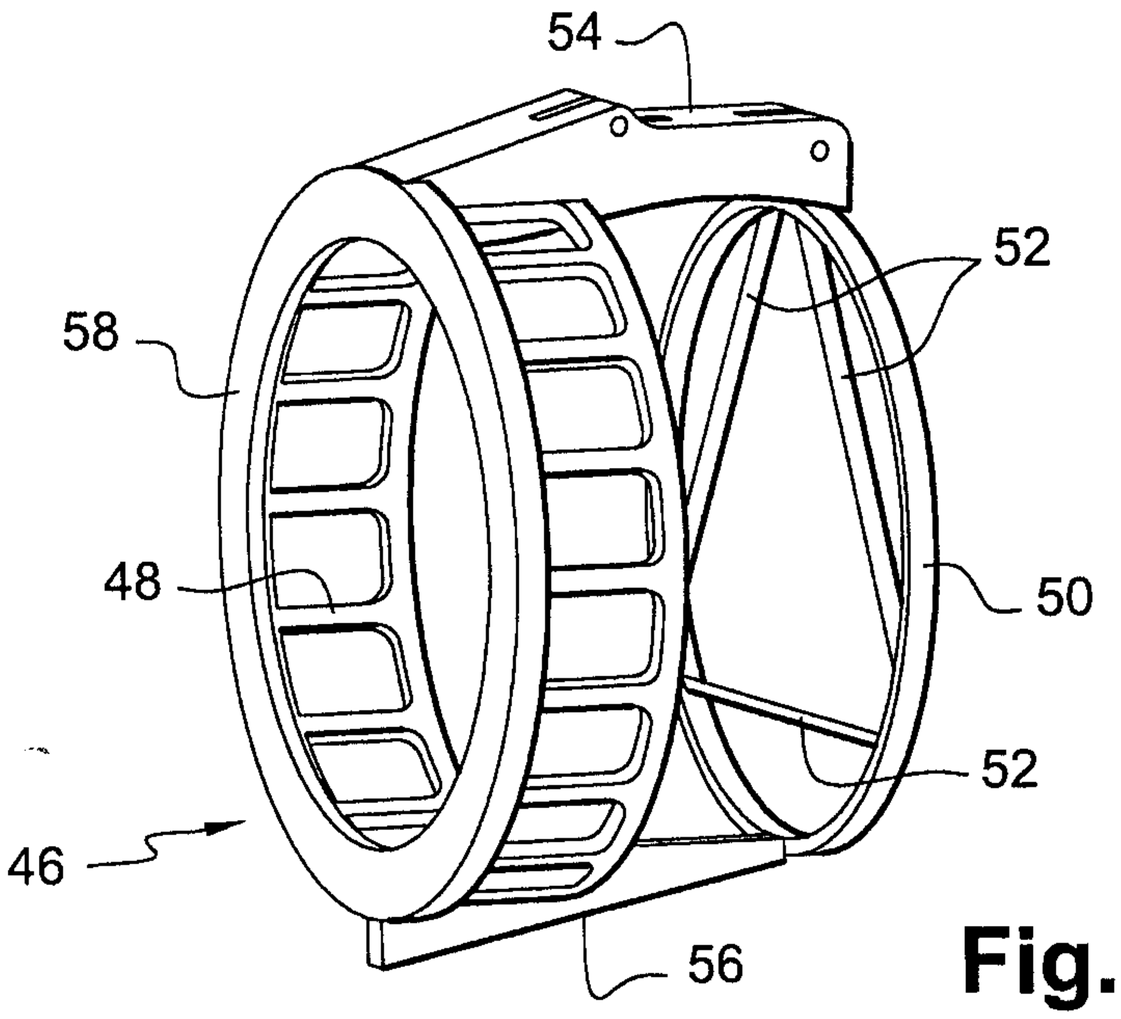


Fig. 3

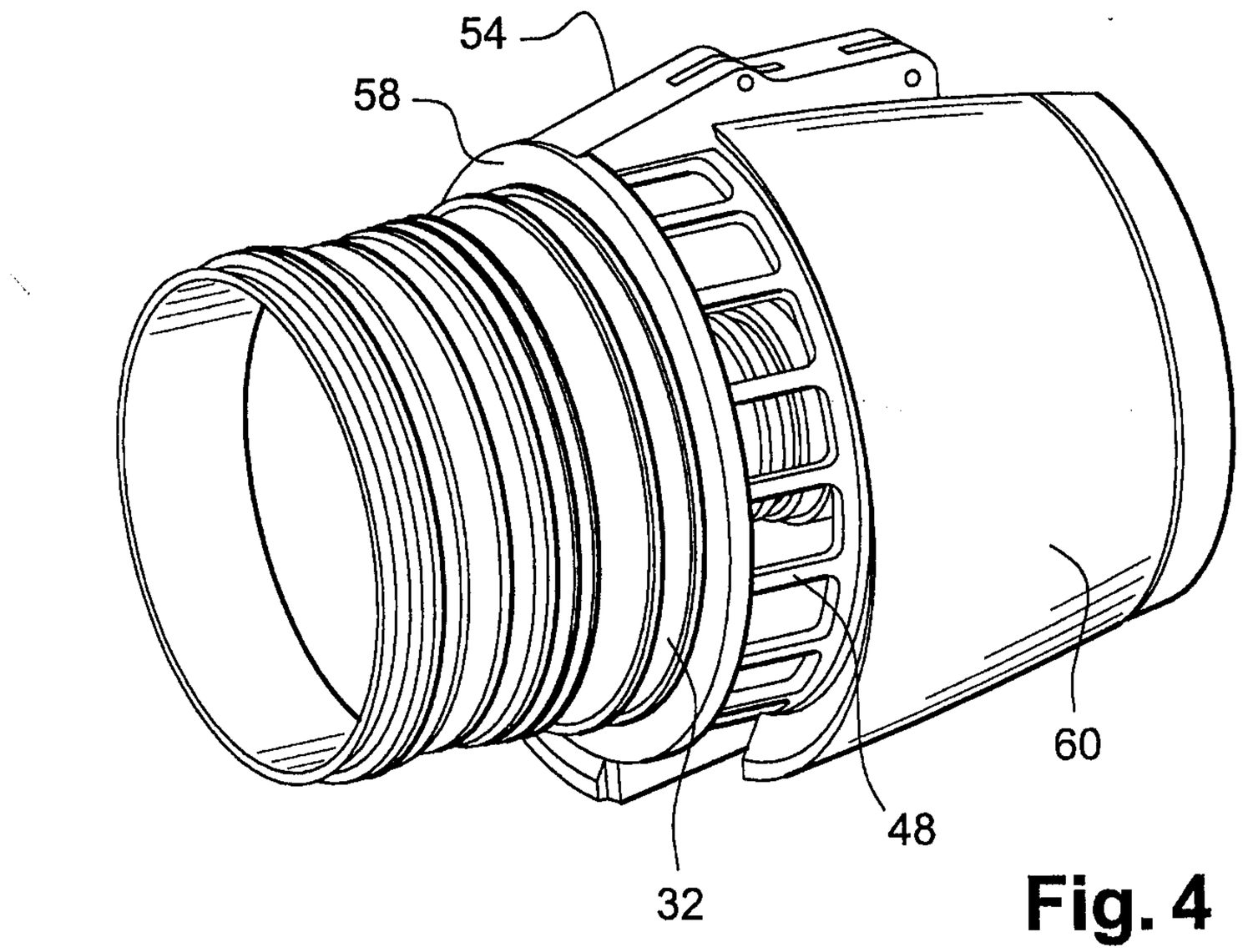


Fig. 4

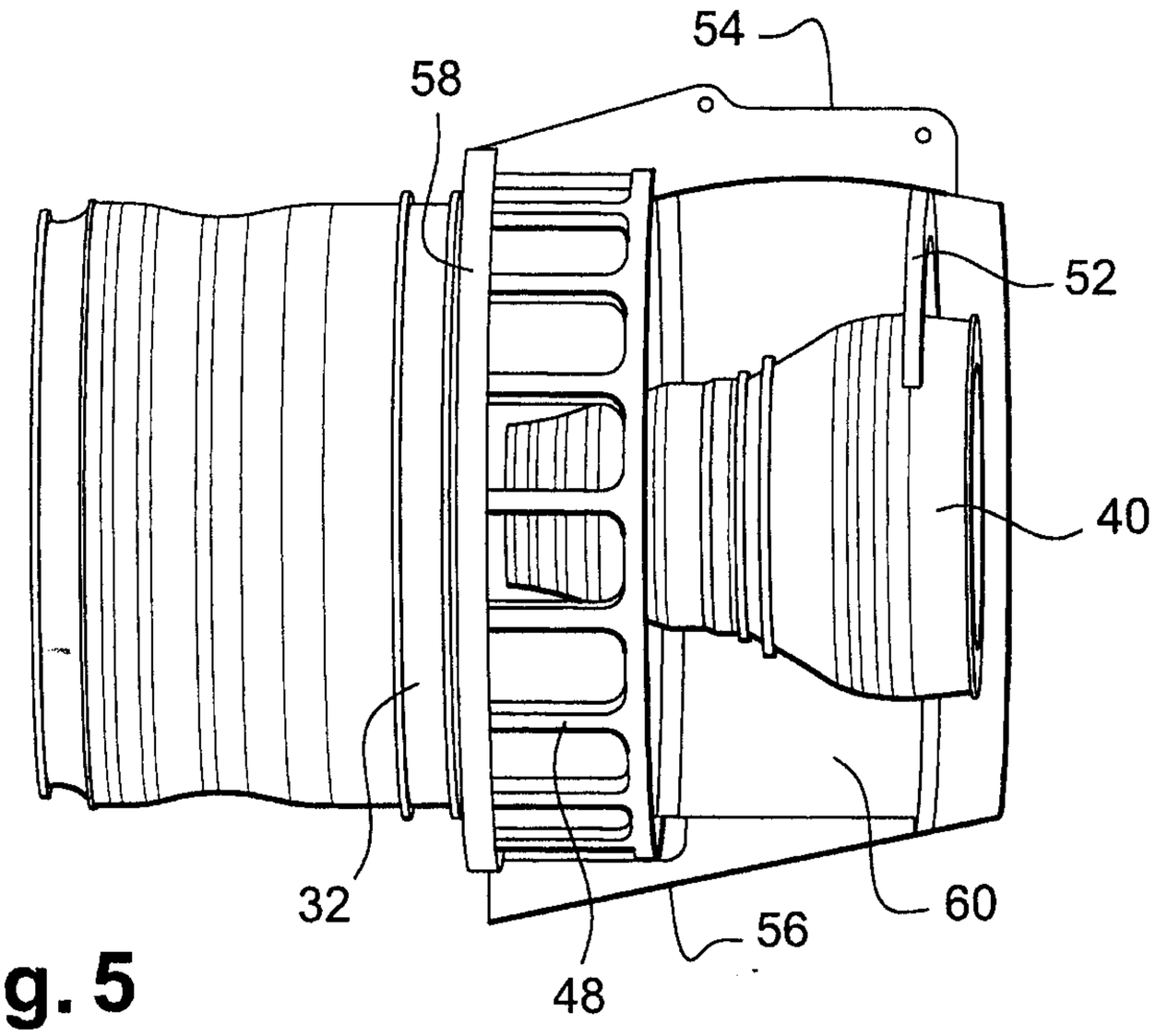


Fig. 5

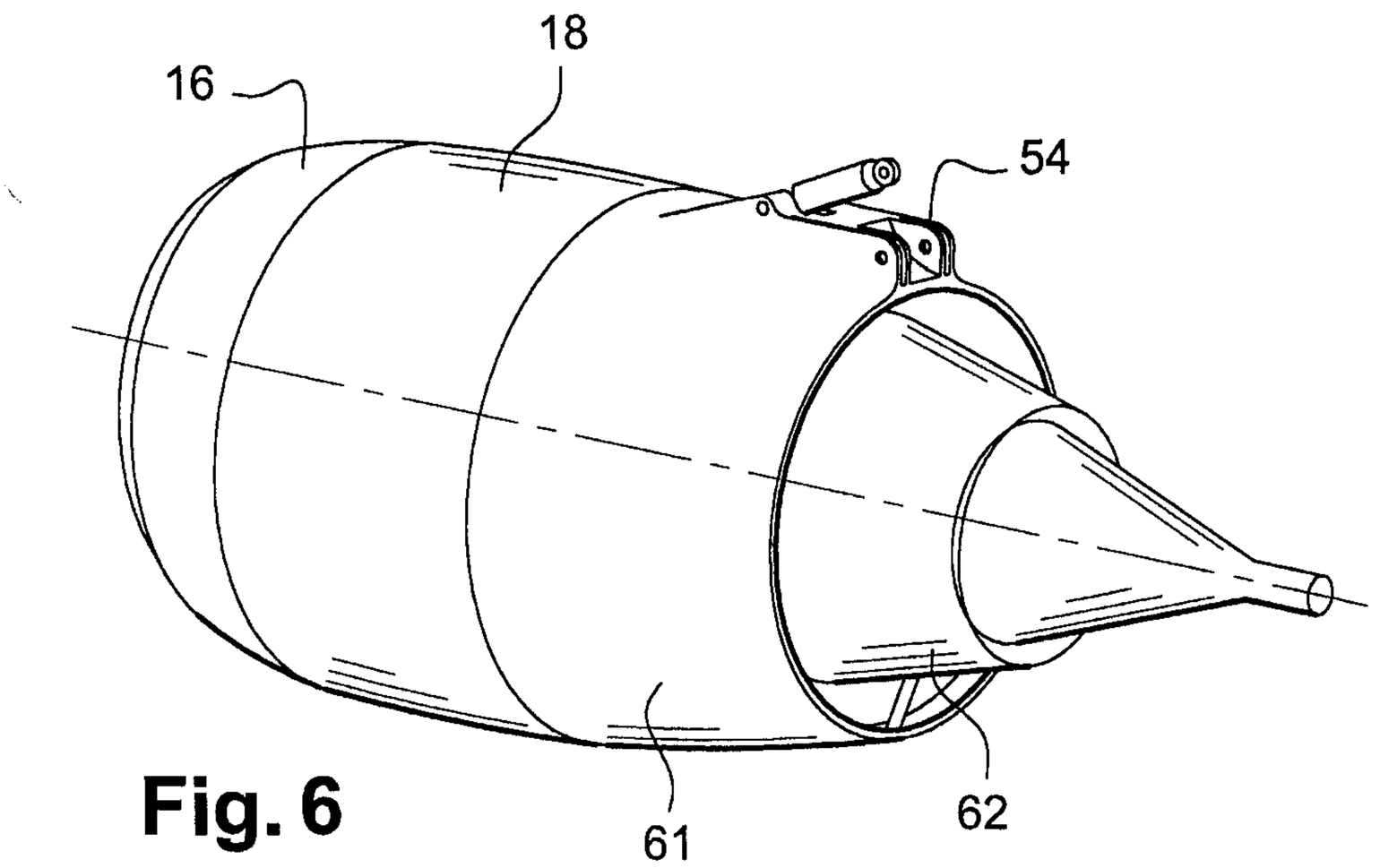


Fig. 6

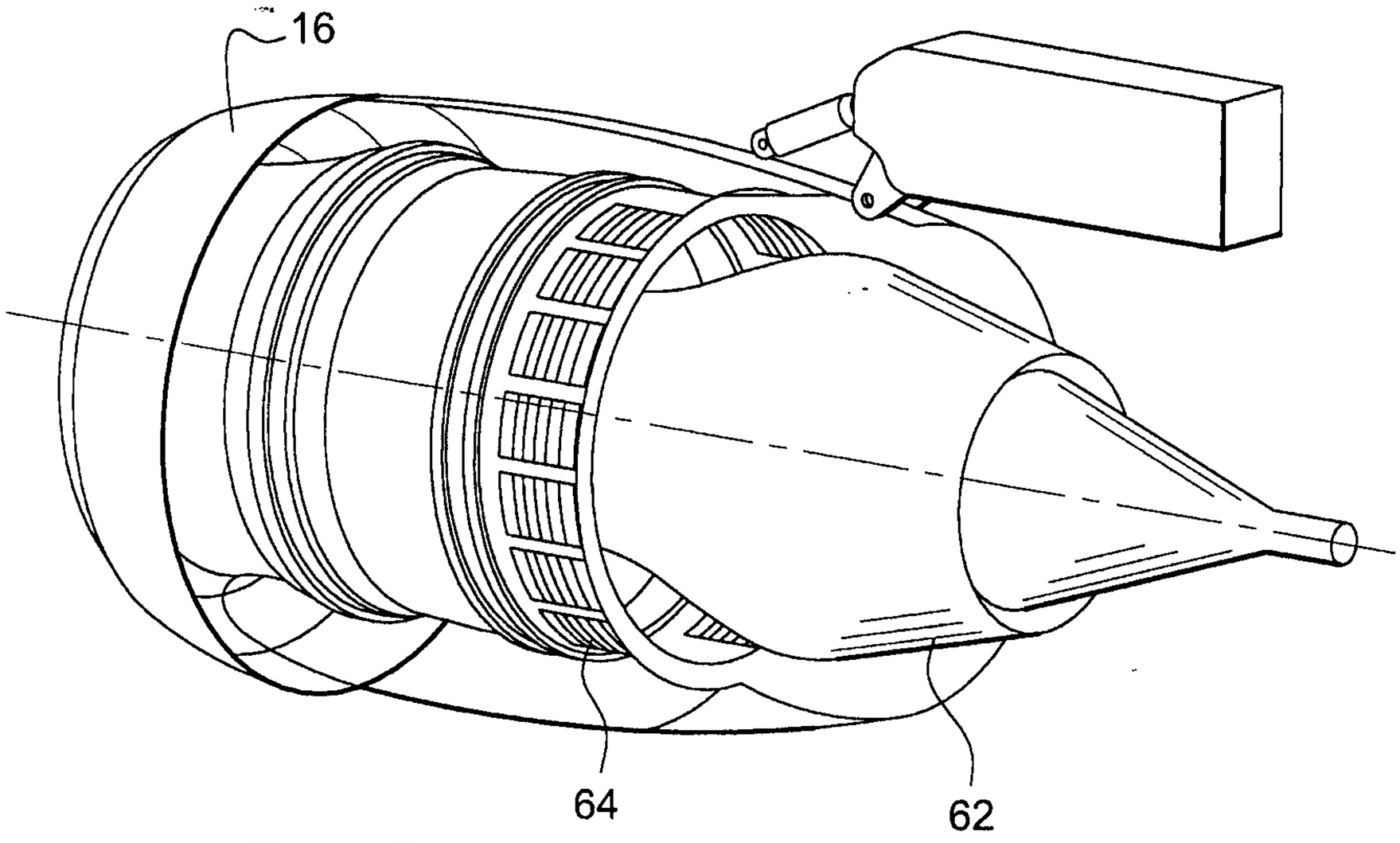
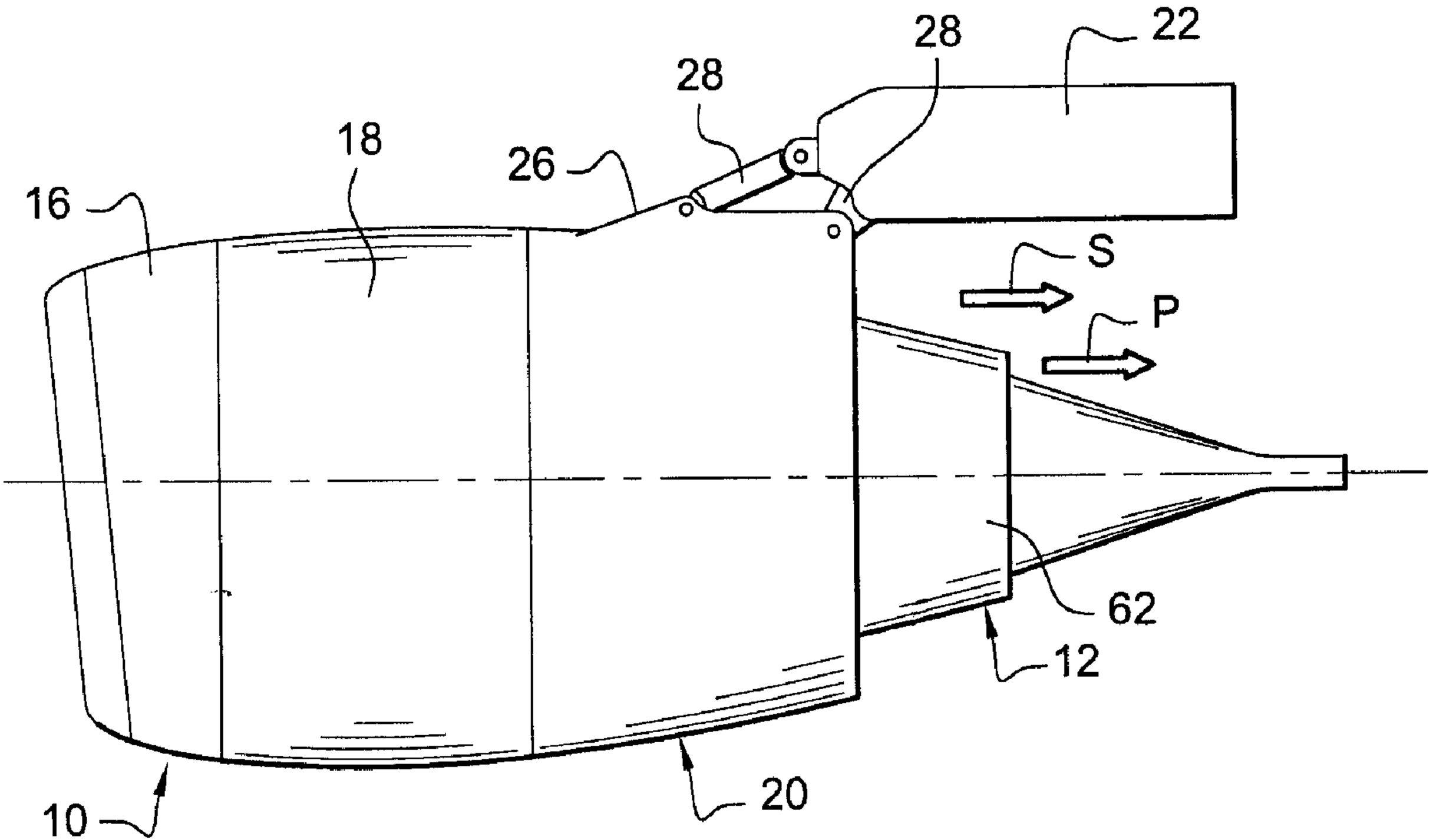


Fig. 7


28
22
28
18
26
16
S
P
62
12
20
10