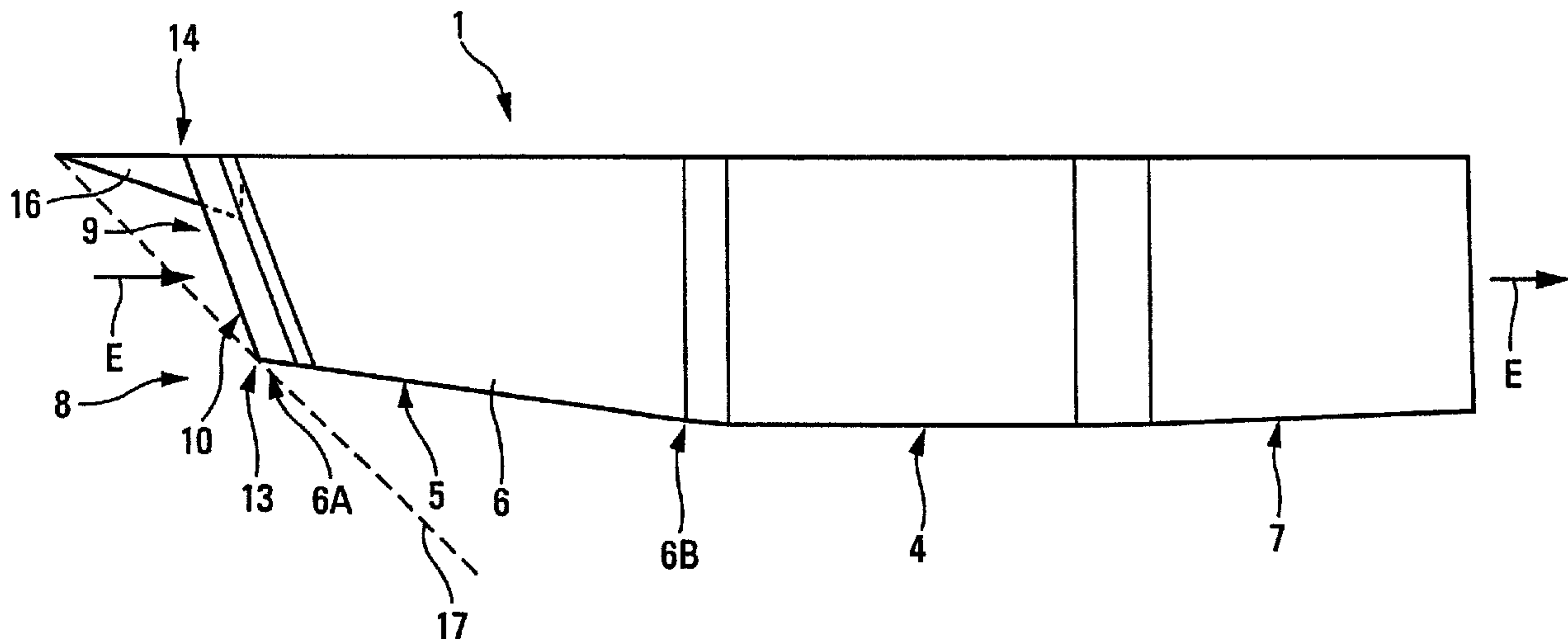




(22) Date de dépôt/Filing Date: 2005/05/11  
(41) Mise à la disp. pub./Open to Public Insp.: 2005/11/24  
(45) Date de délivrance/Issue Date: 2011/12/13  
(30) Priorité/Priority: 2004/05/24 (FR04 05557)

(51) Cl.Int./Int.Cl. *B64D 29/00* (2006.01),  
*F02C 7/042* (2006.01)  
(72) Inventeur/Inventor:  
LEBAS, GUILLAUME, FR  
(73) Propriétaire/Owner:  
AIRBUS OPERATIONS SAS, FR  
(74) Agent: ROBIC

(54) Titre : NACELLE DE REACTEUR POUR AVION SUPERSONIQUE  
(54) Title: ENGINE NACELLE FOR A SUPERSONIC AIRCRAFT



(57) Abrégé/Abstract:

- La nacelle (1) comporte, en amont dans le sens (E) d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air (6) pourvue en amont d'une face d'entrée (9) qui présente une section conique elliptique, définie par l'intersection d'une onde de choc conique (17) engendrée par une rampe de compression conique (16) et d'un premier plan (10) qui est incliné par rapport à un second plan orthogonal à une direction générale longitudi- nale de la nacelle (1) de sorte que le côté libre (13) de la face d'entrée (9) est en retrait, dans le sens (E) d'entrée d'air, par rapport au côté opposé (14) destiné à venir en regard de l'avion.



## A B R É G É

- La nacelle (1) comporte, en amont dans le sens (E) d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air (6) pourvue en amont d'une face d'entrée (9) qui présente une section conique elliptique, définie par l'intersection d'une onde de choc conique (17) engendrée par une rampe de compression conique (16) et d'un premier plan (10) qui est incliné par rapport à un second plan orthogonal à une direction générale longitudinale de la nacelle (1) de sorte que le côté libre (13) de la face d'entrée (9) est en retrait, dans le sens (E) d'entrée d'air, par rapport au côté opposé (14) destiné à venir en regard de l'avion.

## NACELLE DE RÉACTEUR POUR AVION SUPERSONIQUE

La présente invention concerne une nacelle de réacteur pour avion supersonique, qui est destinée à être montée directement sous la voilure ou sur le fuselage de l'avion.

10 On sait qu'une telle nacelle comporte généralement, en amont dans le sens d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air, dont le rôle essentiel sur un avion supersonique est de transformer l'écoulement d'air en amont, qui est supersonique et proche du Mach de croisière de l'avion, en un écoulement admissible par la soufflante du réacteur monté dans la nacelle, soit en général à un Mach de l'ordre de 0,4 à 0,6. Cet écoulement d'air doit être le plus homogène possible en espace (faible distorsion) et subir le moins de chute de pression totale (rendement) en traversant ladite structure d'entrée d'air. De plus, la nacelle doit rester fonctionnelle et stable, malgré des variations de débit qui peuvent avoir des origines diverses (variations de Mach amont, de température, d'incidence locale, ...) et des variations de débit en face aval (dues à des variations du régime moteur par exemple).

20

La présente invention concerne une nacelle de réacteur pour avion supersonique, qui présente des performances améliorées en particulier en vol supersonique, avec notamment une réduction de la traînée.

La présente invention vise une installation motrice pour un avion supersonique ayant une structure établissant un Mach maximum auquel l'avion supersonique est capable de voler, ladite installation motrice comprenant:

au moins un réacteur;

une nacelle du réacteur, comprenant, en amont dans un sens d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air pourvue en amont d'une face d'entrée; et

1a

une rampe de compression conique qui est montée de façon coaxiale par rapport à la nacelle, au niveau de la face d'entrée de la structure d'entrée d'air, dans laquelle:

ladite face d'entrée de la structure d'entrée d'air présente une section conique elliptique définie par une intersection d'une i) onde de choc conique engendrée par la rampe de compression conique pour un Mach qui est plus grand que le Mach maximum auquel l'avion supersonique est capable de voler, et ii) un premier plan qui est incliné par rapport à un second plan orthogonal à une direction générale longitudinale de la nacelle,

10 ledit premier plan est incliné par rapport audit second plan par un angle d'inclinaison qui est tel qu'une largeur maximale de la face d'entrée correspond à une largeur de la nacelle au niveau d'une partie centrale de ladite nacelle qui est destinée à recevoir une soufflante,

un côté libre de ladite face d'entrée est en retrait, dans un sens d'entrée d'air, par rapport à un côté opposé destiné à venir en regard de l'avion supersonique, et

la face d'entrée de la structure d'entrée d'air ayant une forme de section conique elliptique causant une onde de choc engendrée par la rampe de compression conique durant un vol, qui n'est pas ingéré par le réacteur à tout Mach  
20 auquel l'avion supersonique est capable de voler.

De préférence, selon l'invention, ladite nacelle de réacteur, qui est destinée à être montée directement sous la voilure ou sur le fuselage de l'avion et qui comporte, en amont dans le sens d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air pourvue en amont d'une face d'entrée, est remarquable en ce que ladite face d'entrée de la structure d'entrée d'air présente une section conique elliptique, définie par l'intersection d'une onde de choc conique engendrée par une rampe de compression conique et d'un premier \_\_\_\_\_

plan qui est incliné par rapport à un second plan orthogonal à une direction générale longitudinale de la nacelle de sorte que le côté libre de ladite face d'entrée est en retrait, dans le sens d'entrée d'air, par rapport au côté opposé destiné à venir en regard de la voilure ou du fuselage de l'avion.

5           Ainsi, grâce à cette caractéristique (face amont d'entrée à section elliptique), on est en mesure d'augmenter la longueur de la face d'entrée et de réduire sa largeur (par rapport à une face d'entrée circulaire ou semi-circulaire notamment) de manière à l'adapter à la section de la face aval de ladite structure d'entrée d'air (qui sera située en regard d'une soufflante de réacteur, comme précisé ci-dessous), ce qui permet de réduire la  
10           perturbation de l'écoulement d'air à travers ladite structure d'entrée d'air entre ses faces amont et aval. Ainsi, on améliore la qualité du flux d'air traversant la structure d'entrée d'air, ainsi que la stabilité de cette dernière, et on réduit la traînée de la nacelle.

15           On notera en outre qu'à vitesse réduite (à vitesse subsonique notamment), la surface de la face d'entrée à prendre en compte pour le flux d'air est la surface réelle. Or, avec une face d'entrée à section elliptique conforme à l'invention, lorsque la surface frontale (c'est-à-dire parallèlement audit second plan précité ou orthogonalement au plan général de la  
20           voilure) de cette face d'entrée est similaire à celle d'une face d'entrée semi-circulaire ou circulaire par exemple, sa surface réelle est plus élevée, ce qui est bénéfique pour le comportement de la structure d'entrée d'air lors d'un vol à vitesse réduite pour satisfaire des ordres de commande du réacteur.

25           De façon avantageuse, ledit premier plan est incliné par rapport audit second plan d'un angle d'inclinaison qui est compris entre  $5^\circ$  et  $30^\circ$ . De préférence, ledit angle d'inclinaison est sensiblement égal à  $20,6^\circ$ .

Dans un mode de réalisation préféré, ladite structure d'entrée d'air présente une forme permettant de passer d'une section conique elliptique à une section particulière, en forme de U, définie à partir d'un arc de cercle de rayon dépendant d'une longueur de rayon prédéterminée, à savoir la longueur du rayon de la soufflante du réacteur qui sera monté dans ladite nacelle.

Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

La figure 1 montre schématiquement un avion muni de nacelles conformes à l'invention.

Les figures 2 à 4 sont respectivement des vues schématiques de face, de côté et de dessous d'une nacelle conforme à l'invention.

Les figures 5 et 6 sont des graphiques permettant de mettre en évidence des caractéristiques particulières d'une telle nacelle.

La nacelle 1 conforme à l'invention et représentée schématiquement sur les figures 1 à 4 est une nacelle de réacteur pour avion supersonique 2, en particulier un avion de transport ou un avion de chasse, qui est destinée à être montée directement sous la voilure 3 (ailes 3A et 3B) de l'avion 2, comme illustré sur la figure 1, ou sur le fuselage de l'avion 2 (dans le cas d'un avion trimoteur par exemple).

Ladite nacelle 1 qui est donc fixée directement sous une aile 3A, 3B ou sur le fuselage de l'avion 2, sans utilisation d'un mât de liaison par exemple, comporte de façon usuelle, comme représenté en particulier sur la figure 3 :

- une partie centrale 4 à section constante S1 précisée ci-dessous, ladite partie centrale 4 comportant dans sa partie intérieure un réacteur (non représenté) qui est muni de façon usuelle en amont d'une soufflante ;

- une partie 5 en amont, dans le sens E d'écoulement de l'air, qui est rattachée à ladite partie centrale 4 et qui comporte une structure d'entrée d'air 6 assurant l'écoulement aérodynamique, en transformant l'écoulement d'air en amont (face 6A), qui est supersonique et proche du Mach de croisière de l'avion 2, en un écoulement en aval de ladite structure d'entrée d'air 6 (face 6B) qui est admissible par la soufflante du réacteur ; et
- une partie 7 en aval, qui est également rattachée à ladite partie centrale 4 et qui présente une forme légèrement conique, dont la directrice correspond à la section S1 de ladite partie centrale 4, et qui comporte dans sa partie intérieure notamment une tuyère (non représentée) pour l'éjection de l'air. On sait que, par définition, une forme conique ou un cône est une surface qui est engendrée par une droite mobile passant par un point fixe et s'appuyant sur une courbe fixe ou directrice S1.

15           Ladite nacelle 1 et les éléments non représentés (réacteur, tuyère, ...) qui y sont montés, ainsi que les moyens de commande dudit réacteur, également non représentés, forment de façon usuelle une installation motrice 8.

20           Ladite installation motrice 8 comporte, en outre, une rampe de compression 16 qui est conique et qui est montée sous l'aile 3A, 3B ou sur le fuselage, de façon coaxiale par rapport à la nacelle 1, au niveau de la face d'entrée 9 de la structure d'entrée d'air 6.

25           Selon l'invention, ladite structure d'entrée d'air 6 présente une forme complexe lui permettant de passer d'une section conique elliptique S2 précisée ci-dessous à la section constante S1 de la partie centrale 4, tout en assurant une continuité aérodynamique.

          Selon l'invention, ladite section S1 de la partie centrale 4 présente, comme illustré sur la figure 2, une forme en U définie (dans sa partie inférieure) à partir d'un arc de cercle de rayon dépendant d'une longueur de

rayon prédéterminée, à savoir la longueur du rayon R1 de la soufflante du réacteur (à laquelle on ajoute une longueur auxiliaire permettant l'installation de systèmes usuels). Les branches libres de la forme en U de la nacelle 1 sont fixées sous l'aile 3A, 3B correspondante ou sur le fuselage de l'avion 2.

Par ailleurs, selon l'invention, la face d'entrée 9 de la structure d'entrée d'air 6 (au niveau de la face amont 6A) présente une section conique S2 qui est elliptique, c'est-à-dire qui forme une ellipse, et qui est définie par l'intersection d'une onde de choc conique 17 (engendrée par la rampe de compression 16) et d'un plan 10 représenté sur la figure 5. Ce plan 10 est incliné par rapport à un plan 11 qui est orthogonal à un plan moyen 12 de l'aile 3A, 3B ou à une direction générale longitudinale de la nacelle 1. De plus, cette inclinaison est telle que le côté libre 13 de ladite face d'entrée 9 est en retrait, dans le sens E d'entrée d'air, par rapport au côté opposé 14 destiné à venir en regard de la voilure 3 (figures 3 et 5) ou du fuselage.

Ainsi, grâce à cette caractéristique (face d'entrée 9 à section S2 elliptique), on est en mesure d'augmenter la longueur L1 de cette face d'entrée 9 et de réduire sa largeur L2 (par rapport à une face d'entrée circulaire ou semi-circulaire S3, comme représenté sur la figure 6) dans un plan frontal 15 parallèle audit plan 11 de manière à adapter le plus possible cette face d'entrée 9 à la section S1 de la face aval 6B de ladite structure d'entrée d'air 6 (qui est donc située en regard de la soufflante du réacteur), ce qui permet de réduire la perturbation de l'écoulement d'air à travers ladite structure d'entrée d'air 6 entre sa face amont 6A et sa face aval 6B. Ainsi, on améliore la qualité du flux d'air traversant ladite structure d'entrée d'air 6, ainsi que la stabilité de cette dernière, et on réduit la traînée de la nacelle 1.

On notera en outre qu'à vitesse réduite (à vitesse subsonique), la surface à prendre en compte pour le flux d'air est la surface réelle de la face d'entrée 9. Or, avec une face d'entrée 9 à section elliptique conforme à l'invention, lorsque la surface frontale (c'est-à-dire parallèlement audit plan 11 ou orthogonalement au plan général 12 de la voilure 3) de cette face d'entrée 9 est similaire à celle d'une face d'entrée semi-circulaire ou circulaire par exemple, sa surface réelle est plus élevée, ce qui est bénéfique pour le comportement de la structure d'entrée d'air 6 lors d'un vol à vitesse réduite pour satisfaire des ordres de commande du réacteur.

Par ailleurs, comme indiqué ci-dessus, la rampe de compression conique 16 engendre une compression de l'écoulement en amont de la face d'entrée 9, qui se traduit par l'onde de choc conique 17, dont le sommet est un point P (figure 5). On sait que plus le nombre de Mach local (au niveau de la rampe de compression 16) est élevé, plus le cône de l'onde de choc 17 se rétrécit. La forme conique elliptique S2 de la face d'entrée 9 permet au réacteur de ne pas ingérer cette onde de choc. Il est par conséquent intéressant de construire ladite face d'entrée 9 pour un nombre de Mach élevé qui sera toujours supérieur au nombre de Mach auquel va voler l'avion 2. A titre d'exemple, si l'avion 2 doit voler à une vitesse de croisière en Mach de 1,6 de sorte que le nombre de Mach local au niveau de la rampe de compression 16 est de 1,54, on peut dimensionner la face d'entrée 9 pour un nombre de Mach de 1,62 par exemple. Ainsi, on est certain que l'onde de choc ne sera jamais ingérée par le réacteur. Ladite onde de choc 17 engendrée par la rampe de compression 16 permet donc de définir la forme de l'entrée d'air.

En outre, ledit plan 10 est incliné par rapport audit plan 11 d'un angle d'inclinaison  $\alpha$  qui est compris entre  $5^\circ$  et  $30^\circ$ . De préférence, ledit angle d'inclinaison  $\alpha$  est sensiblement égal à  $20,6^\circ$ . La meilleure inclinaison est celle qui aboutit à ce que la largeur maximale L2 de la face d'en-

trée 9 soit la plus proche possible de la largeur de la nacelle 1 au niveau de la soufflante (partie centrale 4). Ainsi, on limite notamment la variation de section de la structure d'entrée d'air 6 entre sa face amont 6A (ou face d'entrée 9) et sa face aval 6B.

- 5 Du côté 14 de l'aile 3A, 3B, le plan 10 est situé à une distance  $x_1$  du point P. La distance  $x_1$  peut par exemple être définie de sorte que la face d'entrée 9 présente la même surface frontale qu'une face d'entrée d'air semi-circulaire située à une distance  $x_2$  prédéterminée.

**REVENDICATIONS**

1. Une installation motrice pour un avion supersonique ayant une structure établissant un Mach maximum auquel l'avion supersonique est capable de voler, ladite installation motrice comprenant :

au moins un réacteur;

une nacelle du réacteur, comprenant, en amont dans un sens d'entrée d'air, une structure d'entrée d'air pourvue en amont d'une face d'entrée; et

une rampe de compression conique qui est montée de façon coaxiale par rapport à la nacelle, au niveau de la face d'entrée de la structure d'entrée d'air, dans

10 laquelle:

ladite face d'entrée de la structure d'entrée d'air présente une section conique elliptique définie par une intersection d'une i) onde de choc conique engendrée par la rampe de compression conique pour un Mach qui est plus grand que le Mach maximum auquel l'avion supersonique est capable de voler, et ii) un premier plan qui est incliné par rapport à un second plan orthogonal à une direction générale longitudinale de la nacelle,

ledit premier plan est incliné par rapport audit second plan par un angle d'inclinaison qui est tel qu'une largeur maximale de la face d'entrée correspond à une largeur de la nacelle au niveau d'une partie centrale de ladite nacelle qui est  
20 destinée à recevoir une soufflante,

un côté libre de ladite face d'entrée est en retrait, dans un sens d'entrée d'air, par rapport à un côté opposé destiné à venir en regard de l'avion supersonique, et

la face d'entrée de la structure d'entrée d'air ayant une forme de section conique elliptique causant une onde de choc engendrée par la rampe de compression conique durant un vol, qui n'est pas ingéré par le réacteur à tout Mach auquel l'avion supersonique est capable de voler.

2. L'installation motrice selon la revendication 1, dans laquelle ledit premier plan est incliné par rapport audit second plan d'un angle d'inclinaison qui est compris entre  $5^{\circ}$  et  $30^{\circ}$ .
3. L'installation motrice selon la revendication 2, dans laquelle ledit angle d'inclinaison est sensiblement égal à  $20.6^{\circ}$ .
4. L'installation motrice selon la revendication 1, dans laquelle ladite structure d'entrée d'air présente une forme permettant de passer d'une section conique elliptique à une section en forme de U définie à partir d'un arc de cercle de rayon dépendant d'une longueur de rayon de la soufflante du réacteur qui sera montée  
10 dans ladite nacelle.
5. Un avion supersonique comprenant au moins une installation motrice d'un type conforme à l'installation motrice selon la revendication 1.

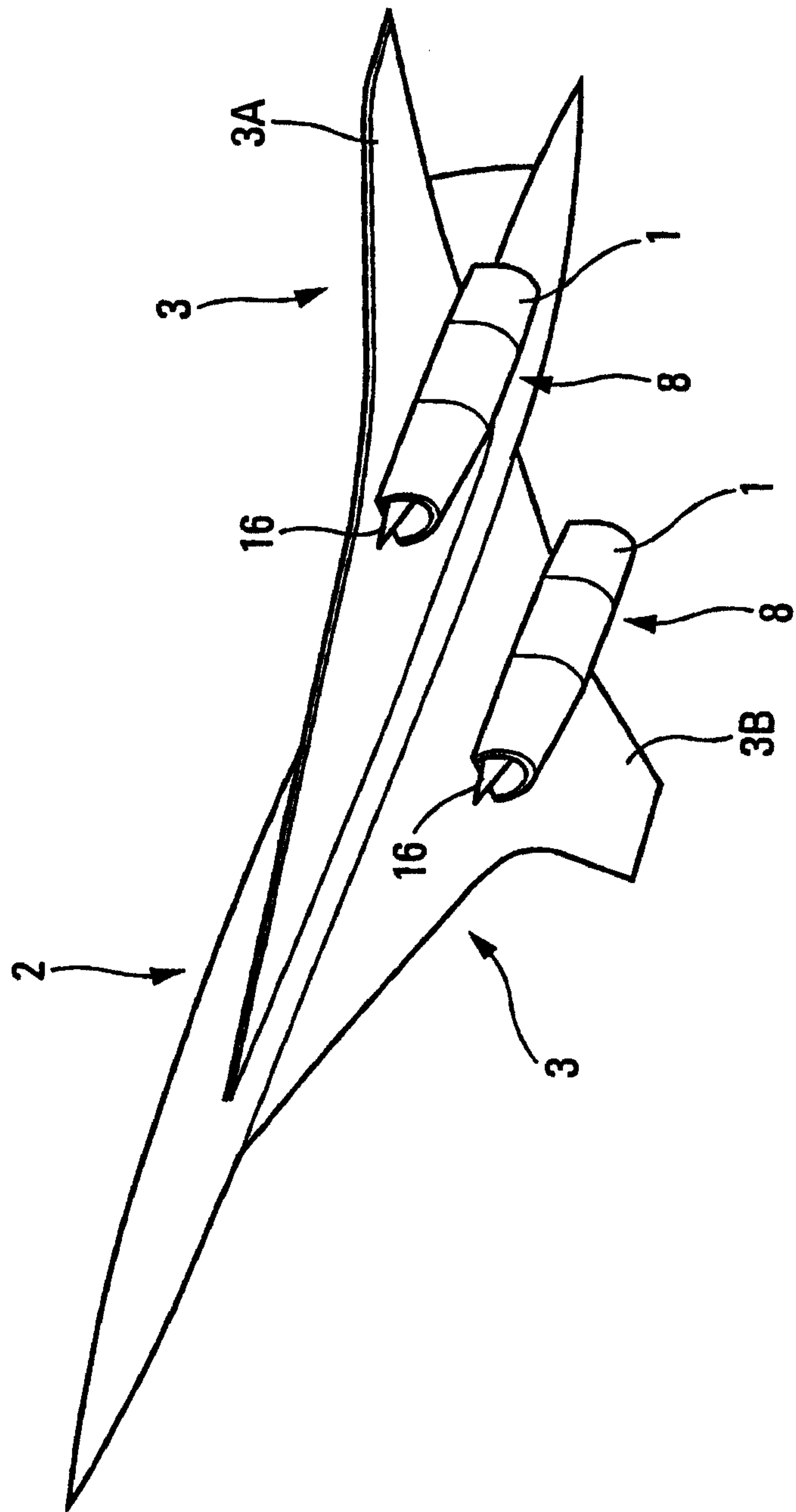


Fig. 1

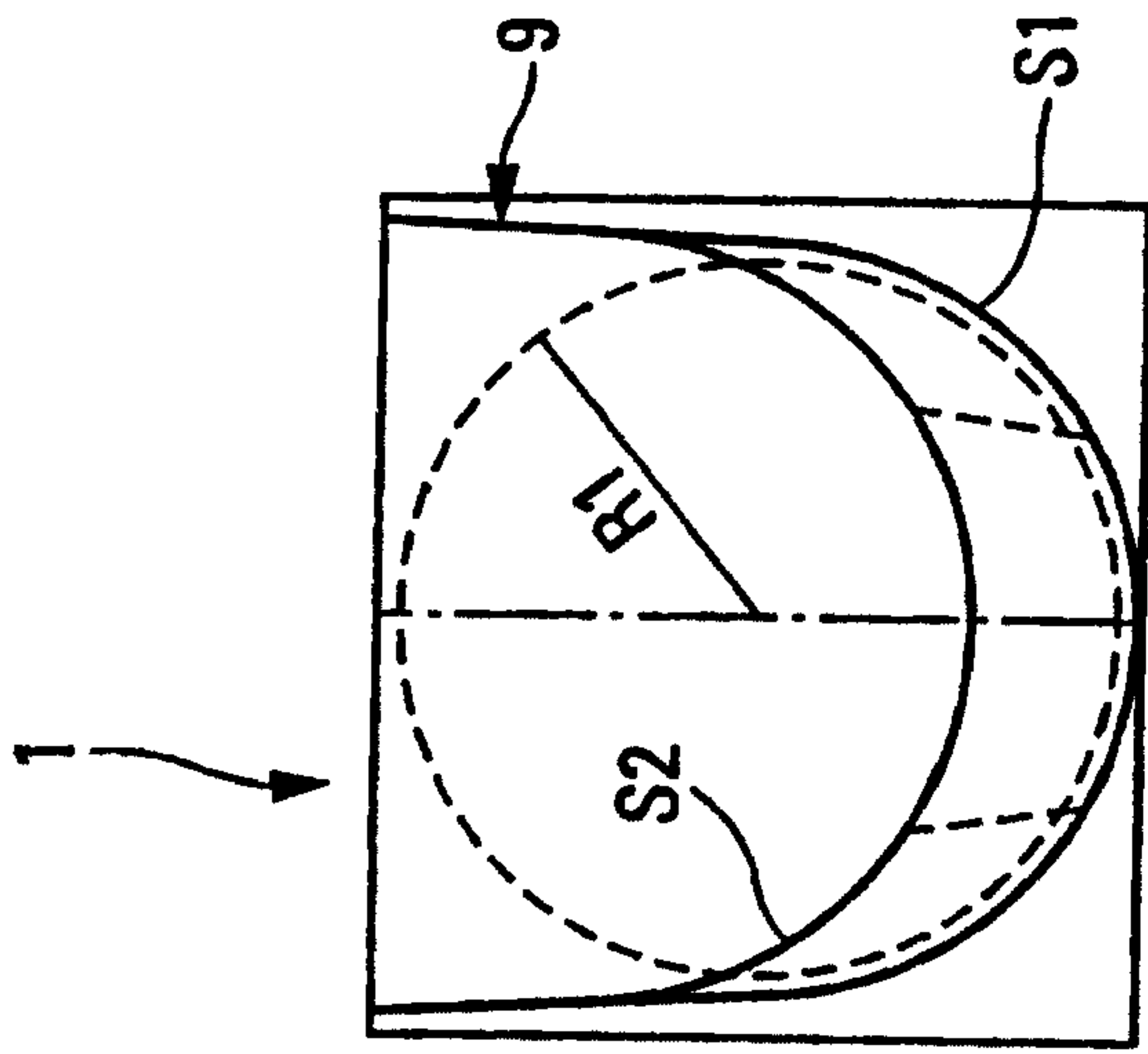


Fig. 2

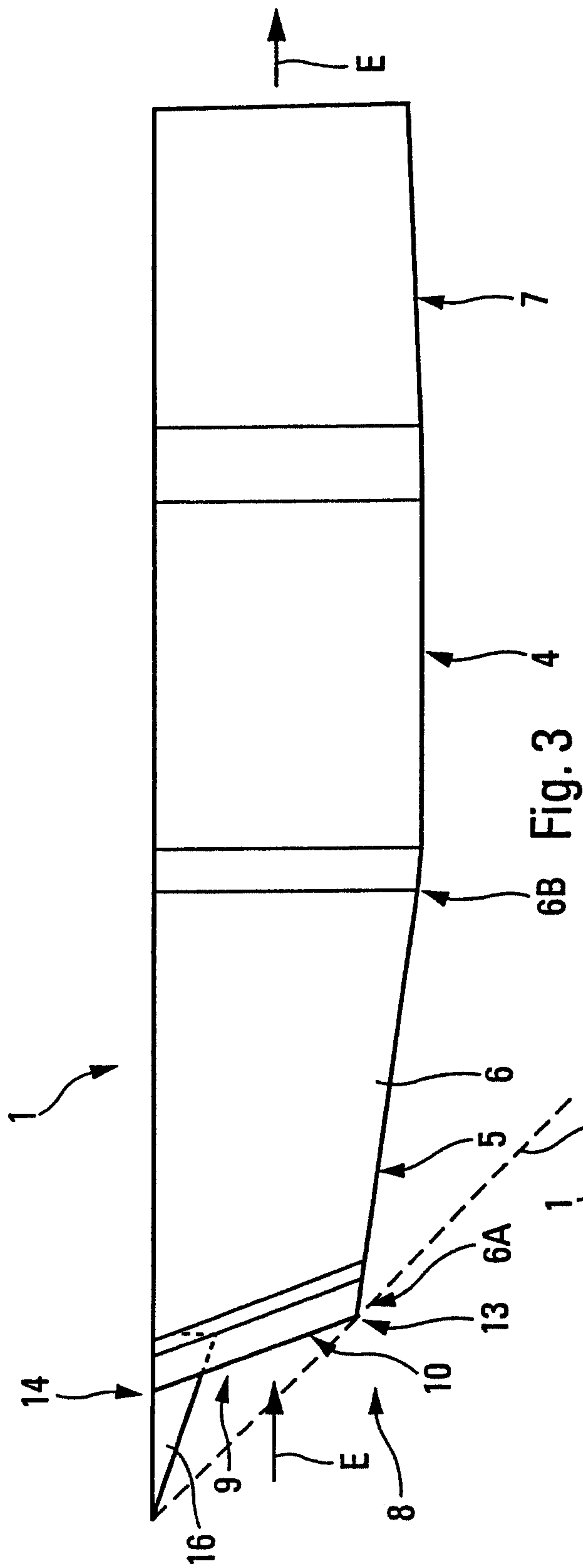


Fig. 3

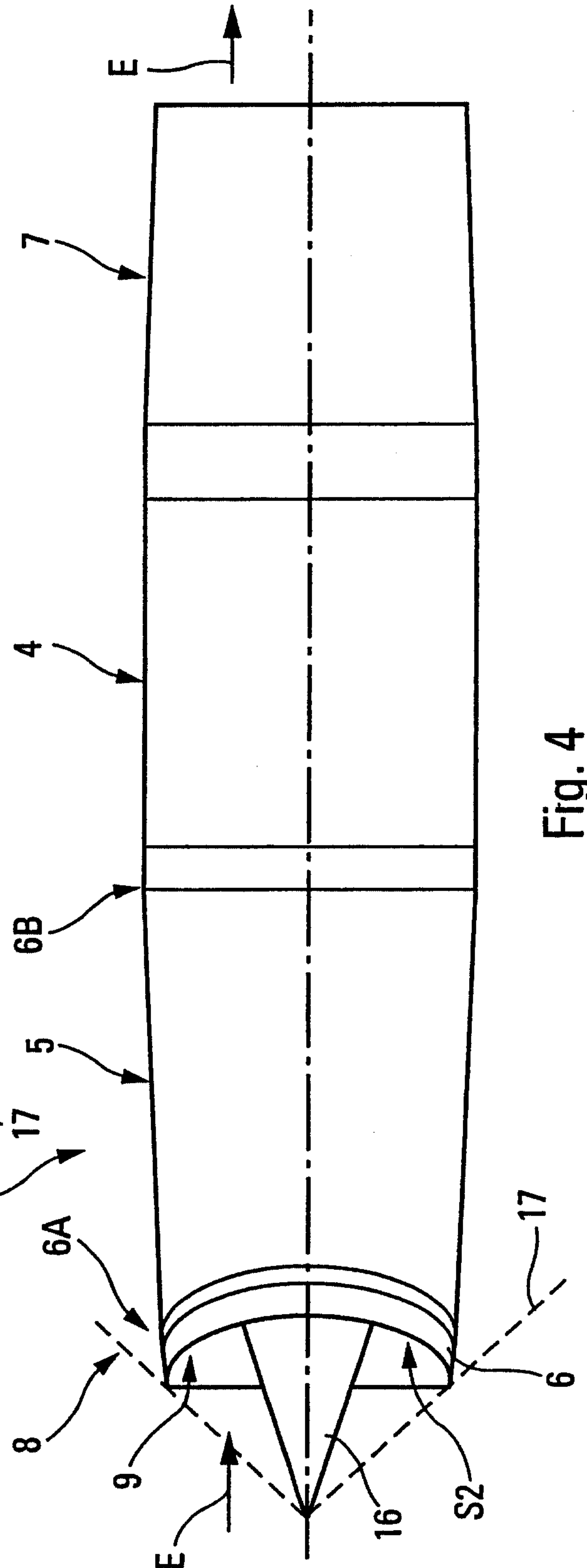


Fig. 4

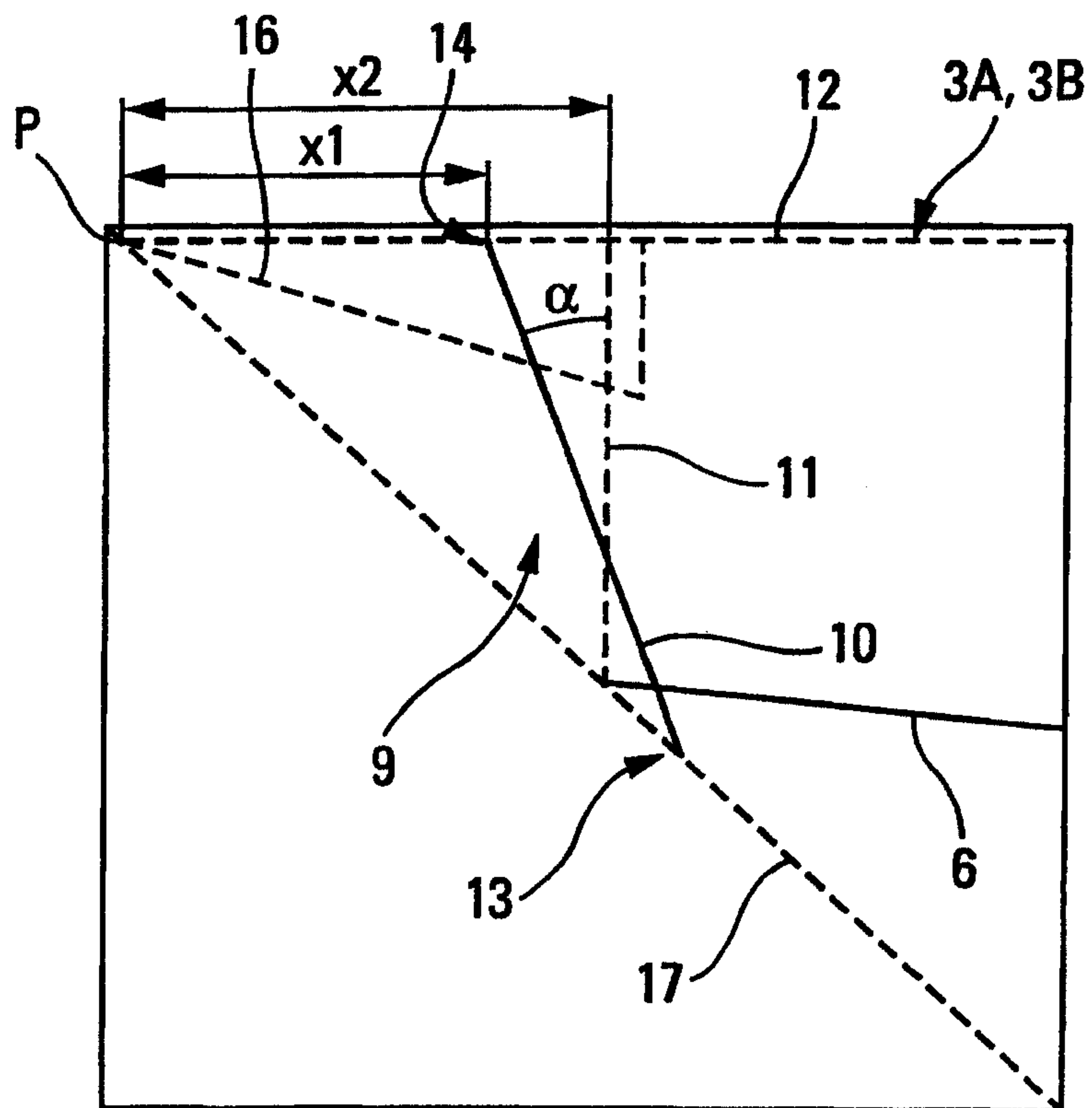


Fig. 5

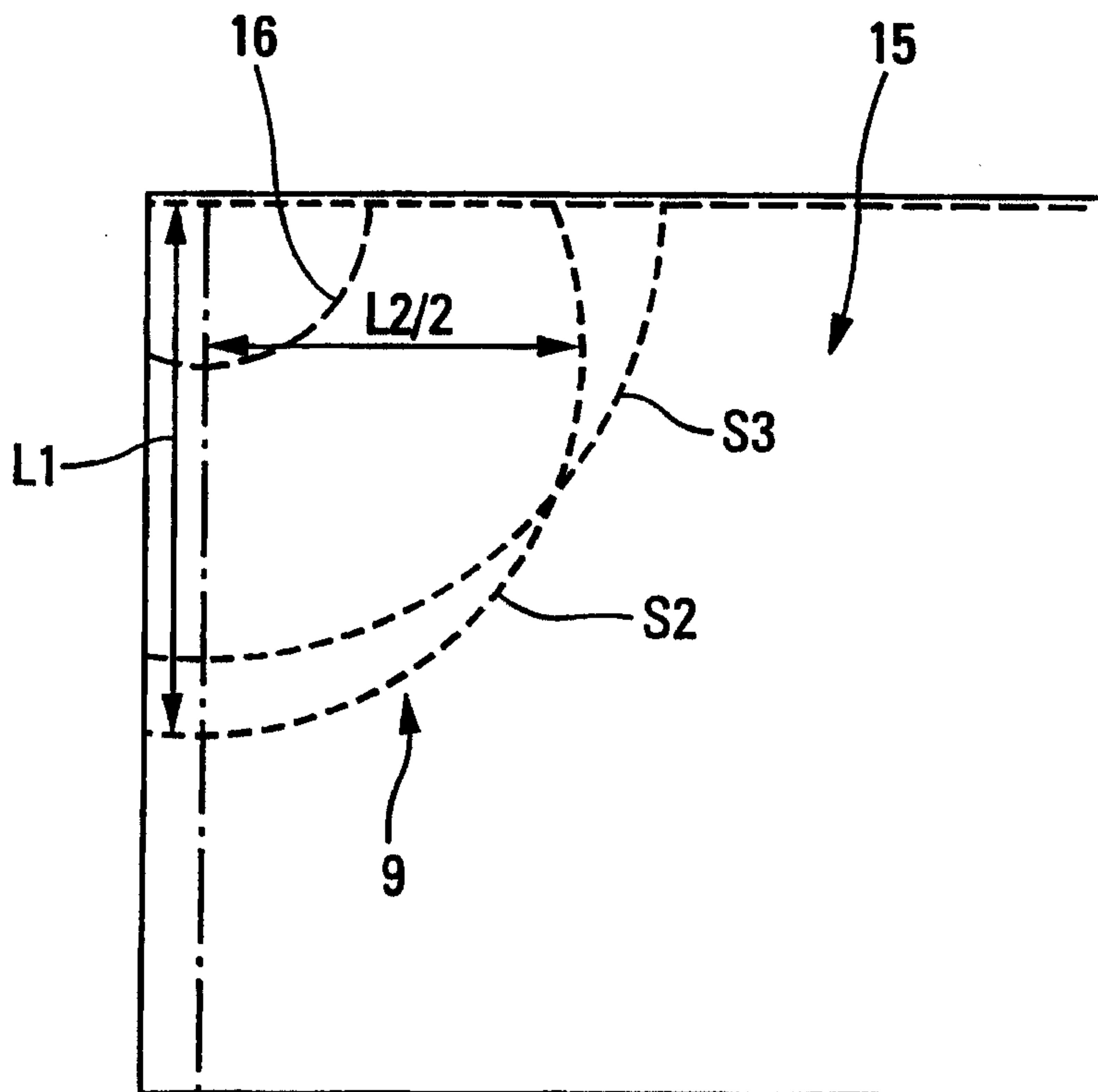


Fig. 6

