

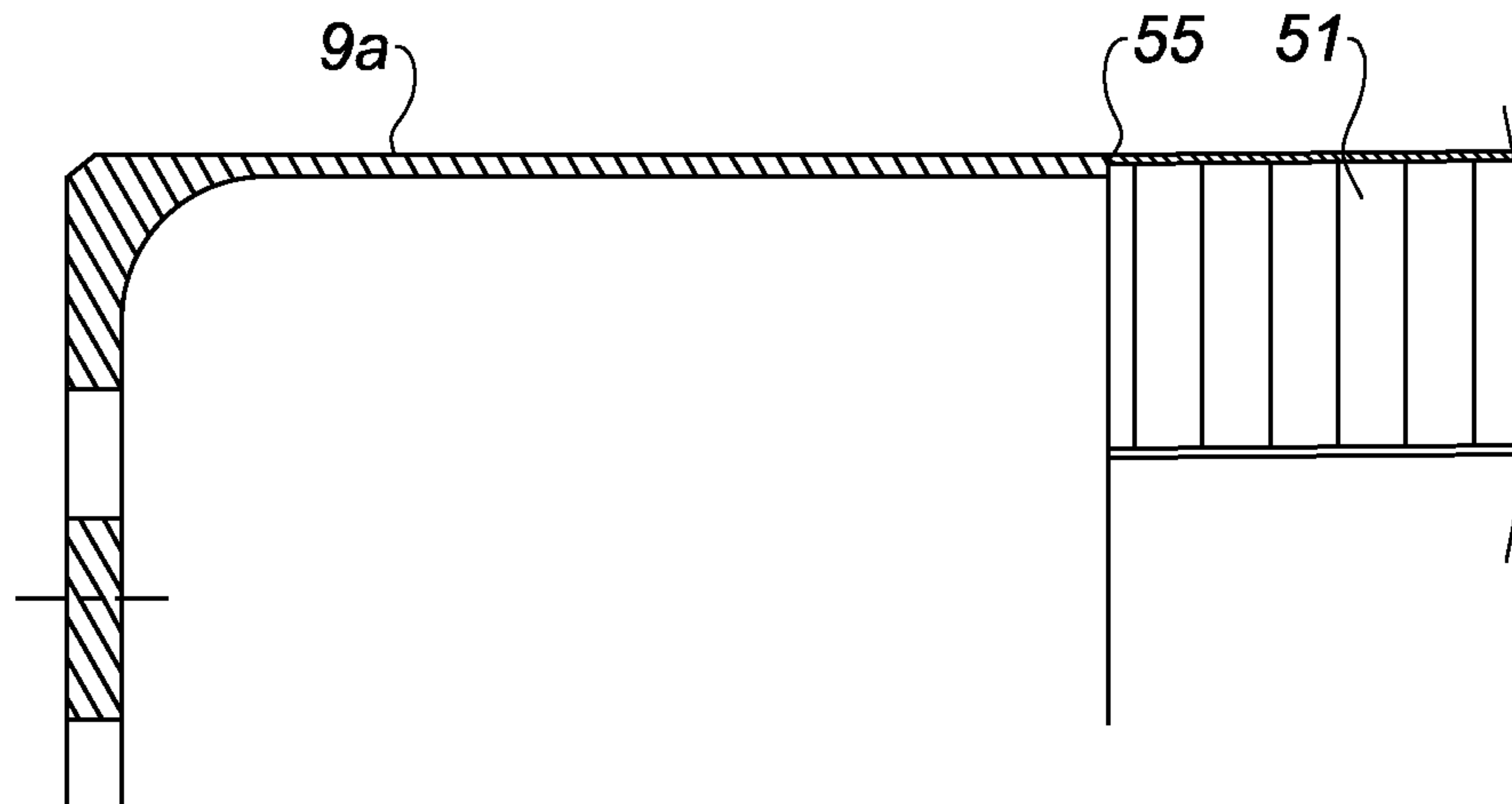


(86) **Date de dépôt PCT/PCT Filing Date:** 2012/07/05
(87) **Date publication PCT/PCT Publication Date:** 2013/02/21
(85) **Entrée phase nationale/National Entry:** 2014/01/23
(86) **N° demande PCT/PCT Application No.:** FR 2012/051583
(87) **N° publication PCT/PCT Publication No.:** 2013/024218
(30) **Priorité/Priority:** 2011/08/12 (FR11/57321)

(51) **Cl.Int./Int.Cl.** *F02K 1/82* (2006.01),
F02K 1/04 (2006.01), *F02K 1/44* (2006.01),
F02K 1/80 (2006.01)
(71) **Demandeur/Applicant:**
AIRCELLE, FR
(72) **Inventeurs/Inventors:**
MALOT, HELENE, FR;
BIENVENU, PHILIPPE, FR
(74) **Agent:** NORTON ROSE FULBRIGHT CANADA
LLP/S.E.N.C.R.L., S.R.L.

(54) **Titre :** CONE D'EJECTION POUR TURBOREACTEUR D'AERONEF
(54) **Title:** EXHAUST CONE FOR AIRCRAFT TURBOJET ENGINE

Fig. 5



(57) **Abrégé/Abstract:**

La présente invention se rapporte à un cône d'éjection pour turboréacteur d'aéronef comportant une partie avant présentant une extrémité avant équipée d'une bride de liaison (9a) à une sortie d'un turboréacteur et/ou une extrémité arrière équipée d'une bride de liaison (9b) à une partie arrière du cône d'éjection, ladite partie avant étant en outre équipée d'au moins une structure d'atténuation acoustique comprenant une peau externe (52) correspondante, caractérisée en ce que la peau externe vient en chevauchement avec au moins une partie de la bride de liaison amont ou aval correspondante et est assemblée à cette dernière.



(12) DEMANDE INTERNATIONALE PUBLIÉE EN VERTU DU TRAITÉ DE COOPÉRATION EN MATIÈRE DE BREVETS (PCT)

(19) Organisation Mondiale de la
Propriété Intellectuelle
Bureau international(43) Date de la publication internationale
21 février 2013 (21.02.2013)

WIPO | PCT

(10) Numéro de publication internationale
WO 2013/024218 A1

(51) Classification internationale des brevets :

F02K 1/82 (2006.01) *F02K 1/44* (2006.01)
F02K 1/04 (2006.01) *F02K 1/80* (2006.01)

(21) Numéro de la demande internationale :

PCT/FR2012/051583

(22) Date de dépôt international :

5 juillet 2012 (05.07.2012)

(25) Langue de dépôt :

français

(26) Langue de publication :

français

(30) Données relatives à la priorité :

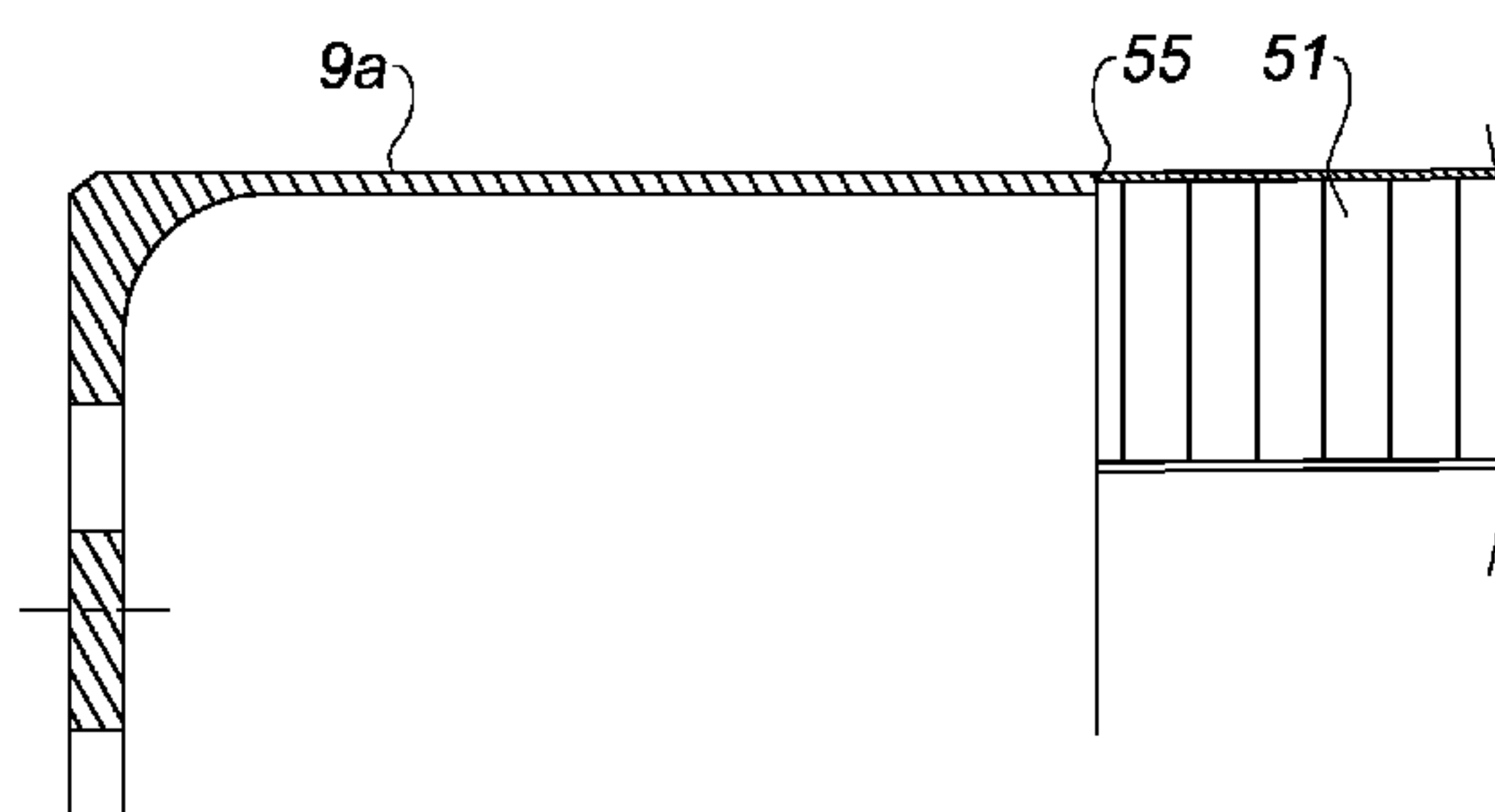
11/57321 12 août 2011 (12.08.2011) FR

(71) **Déposant** (*pour tous les États désignés sauf US*) : **AIR-CELLE** [FR/FR]; Route du Pont 8, F-76700 Gonfreville L'orcher (FR).

(72) Inventeurs; et

(75) **Inventeurs/Déposants** (*pour US seulement*) : **MALOT, Hélène** [FR/FR]; 1 rue des Fermes, F-76310 Sainte Adresse (FR). **BIENVENU, Philippe** [FR/FR]; 7 rue des chataîgniers, F-76700 Rogerville (FR).(74) **Mandataire** : **CABINET GERMAIN & MAUREAU**; 8 avenue du Président Wilson, F-75016 Paris (FR).(81) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection nationale disponible*) : AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.(84) **États désignés** (*sauf indication contraire, pour tout titre de protection régionale disponible*) : ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), eurasien (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), européen (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).**Publiée :**

— avec rapport de recherche internationale (Art. 21(3))

(54) **Title** : EXHAUST CONE FOR AIRCRAFT TURBOJET ENGINE(54) **Titre** : CÔNE D'ÉJECTION POUR TURBORÉACTEUR D'AÉRONEF**Fig. 5**(57) **Abstract** : The present invention relates to an exhaust cone for an aircraft turbojet engine comprising a front part having a front end fitted with a connecting flange (9a) for connection to a turbojet engine outlet and/or a rear end fitted with a connecting flange (9b) for connection to a rear part of the exhaust cone, said front part also being equipped with at least one noise attenuation structure comprising a corresponding external skin (52), characterized in that the external skin straddles at least part of the corresponding upstream or downstream connecting flange and is assembled therewith.(57) **Abrégé** : La présente invention se rapporte à un cône d'éjection pour turboréacteur d'aéronef comportant une partie avant présentant une extrémité avant équipée d'une bride de liaison (9a) à une sortie d'un turboréacteur et/ou une extrémité arrière équipée d'une bride de liaison (9b) à une partie arrière du cône d'éjection, ladite partie avant étant en outre équipée d'au moins une structure d'atténuation acoustique comprenant une peau externe (52) correspondante, caractérisée en ce que la peau externe vient en chevauchement avec au moins une partie de la bride de liaison amont ou aval correspondante et est assemblée à cette dernière.

Cône d'éjection pour turboréacteur d'aéronef

La présente invention se rapporte à un cône d'éjection pour turboréacteur d'aéronef.

5 Comme cela est connu en soi, il convient en général de prévoir un ensemble cône d'éjection / tuyère primaire à l'arrière d'un turboréacteur d'aéronef, afin d'une part d'optimiser l'écoulement des gaz chauds expulsés par le turboréacteur, et d'autre part d'absorber au moins une partie du bruit engendré par l'interaction de ces gaz chauds avec l'air ambiant et avec le flux
10 d'air froid expulsé par la soufflante du turboréacteur.

Ces éléments sont couramment désignés par les termes anglo-saxons « plug » pour le cône d'éjection et « nozzle » ou « primary nozzle » pour la tuyère.

Un tel cône d'éjection classique 1 est représenté à la figure 1 ci-
15 annexée, sur laquelle l'avant et l'arrière de la structure suivant un axe moteur sont situés respectivement à gauche et à droite de la figure.

Ce cône d'éjection est destiné à être positionné en aval de la turbine du turboréacteur, par-dessus lequel la tuyère primaire est placée concentriquement. Le cône d'éjection et la tuyère primaire sont tous deux fixés
20 sur un carter du turboréacteur par un système de fixation par brides.

Plus précisément, le cône d'éjection 1 comprend, à proprement parler, une partie avant 5 (couramment désignée sous le terme « front plug »), de forme sensiblement cylindrique, et une partie arrière 7 (couramment désignée sous le terme « rear plug »), de forme conique.

25 La partie avant 5 peut être notamment acoustique ou monolithique raidie.

Dans le cas où la partie avant 5 est acoustique, cela signifie qu'elle comprend au moins une structure d'atténuation acoustique périphérique de type sandwich comprenant au moins un résonateur, notamment de type nid
30 d'abeille, recouvert d'une peau externe perforée et d'une peau interne pleine.

La peau externe constitue par ailleurs une surface externe (tôle) de la partie avant 5 du cône d'éjection.

Dans le cas où la partie avant 5 est monolithique raidie, cela signifie que la structure est constituée d'une unique tôle renforcée par des
35 raidisseurs.

La partie arrière 7 est monolithique raidie par des raidisseurs 9d.

La partie avant 5 et la partie arrière 7 du cône d'éjection pourront notamment être réalisées à partir de tôles en alliage métallique de type Inconel 625 et être assemblées par un système de jonction par bride notée 9b pour la partie bride avant et 9c pour la partie bride arrière.

5 La partie avant 5 comprend en outre une bride de liaison amont 9a destinée à permettre son rattachement à l'arrière du turboréacteur.

En se reportant à la figure 2, on peut voir que, classiquement, la bride 9b de la partie avant 5 présente d'une part une partie 11 de diamètre sensiblement égal à celui de la peau externe de cette partie avant 5, et d'autre
10 part une partie 13 de diamètre inférieur à celui de la bride 9c de la partie arrière 7 à laquelle elle est destinée à être liée, de sorte que cette partie 13 de la bride 9b peut s'insérer à l'intérieur de la bride 9c de la partie arrière 7.

Des logements 15 formés dans l'épaisseur de la bride 9c permettent d'accueillir des boulons 17 traversant cette bride 9c et la bride 9b,
15 fixés au moyen d'écrous 18 rapportés par l'intérieur du cône d'éjection 1 ainsi assemblé.

Les logements 15 permettent d'éviter que les têtes 19 des boulons 17 ne soient protubérantes vers l'extérieur du cône 1, et ne provoquent ainsi des pertes aérodynamiques.

20 Comme on peut le comprendre à la lumière de ce qui précède, un cône d'éjection de la technique antérieure (figure 2) est une structure complexe, faisant intervenir de nombreuses pièces, et dont le coût de fabrication est élevé et impacte la masse de l'ensemble, ce qui n'est pas souhaitable.

25 Il existe donc un besoin permanent de simplifier la structure de montage d'un tel cône d'éjection, afin d'en abaisser tant la masse que le coût de fabrication.

Notamment, selon la technique antérieure, dans le cas où la partie avant est de type acoustique, le panneau acoustique est fermé à ses
30 extrémités avant et arrière respectivement par des brides périphériques présentant une section en C et couramment appelées C de fermeture.

Ces C de fermeture sont liées, notamment par brasage, avec les brides avant et arrière correspondantes assurant respectivement la liaison avec le turboréacteur et la partie arrière de cône et assure une grande partie du
35 maintien de la structure d'atténuation acoustique.

Ces C de fermeture sont des pièces coûteuses réalisées par usinage et surtout elles représentent une masse non négligeable par rapport à la masse complète du cône d'éjection.

La présente invention vise à simplifier la conception de la structure d'atténuation acoustique et du cône d'éjection en s'affranchissant de ces C de fermetures.

On atteint ce but de l'invention avec un cône d'éjection pour turboréacteur d'aéronef comportant une partie avant présentant une extrémité avant équipée d'une bride de liaison à une sortie d'un turboréacteur et/ou une extrémité arrière équipée d'une bride de liaison à une partie arrière du cône d'éjection, ladite partie avant étant en outre équipée d'au moins une structure d'atténuation acoustique comprenant une peau externe correspondante, caractérisée en ce que la peau externe vient en chevauchement avec au moins une partie de la bride de liaison amont ou aval correspondante et est
15 assemblée à cette dernière.

Ainsi, en prévoyant une liaison directe entre la peau externe de la partie avant et respectivement la bride avant et/ou arrière de liaison correspondante, il n'est plus nécessaire de recourir à un C de fermeture du panneau acoustique et servant d'interface entre le panneau sandwich et la
20 bride avant et/ou arrière de la partie avant du cône d'éjection.

Bien évidemment, ce type de liaison directe entre la structure d'atténuation acoustique et les brides avant/arrière de la partie avant peut concerner un seul ou les deux C de fermeture.

Selon une première variante de réalisation, la peau externe et la
25 bride avant / arrière sont assemblées par rivetage.

Selon une deuxième variante de réalisation la peau externe et la bride sont assemblées par brasage.

Préférentiellement, la bride de liaison arrière constitue également une bride de liaison avant d'une partie arrière du cône d'éjection.

Avantageusement, la peau externe est réalisée à partir d'un alliage métallique, tel que l'Inconel 625.

La présente invention sera mieux comprise à la lecture de la description détaillée qui suit en regard du dessin annexé dans lequel :

- la figure 1 est une vue en perspective et en coupe axiale d'un
35 cône d'éjection de la technique antérieure, mentionnée dans le préambule de la présente description,

- la figure 2 est une vue élargie d'une zone de jonction entre le panneau acoustique et une bride arrière de liaison à une partie arrière du cône d'éjection et montrant l'utilisation d'un C de fermeture du panneau acoustique selon l'art antérieur,

5 - la figure 3 est une vue élargie d'une zone de jonction entre le panneau acoustique et une bride avant de liaison à un turboréacteur et montrant l'utilisation d'un C de fermeture du panneau acoustique selon l'art antérieur,

10 - la figure 4 est une vue en coupe longitudinale d'un cône d'éjection selon l'invention,

- les figures 5 et 6 sont des vues partielles schématiques en coupes des zones de rattachement du panneau acoustique à une bride amont selon deux modes d'assemblage du panneau acoustique avec la bride avant,

15 - la figure 7 est une vue partielle schématique en coupe de la zone arrière du panneau acoustique rattachée à la bride arrière de la partie avant du cône.

Sur l'ensemble de ces figures, des références identiques désignent des organes ou ensembles d'organe identiques ou analogues.

20 Comme visible plus précisément sur la figure 2, la partie avant 5 du cône d'éjection 1 est équipée d'une structure d'atténuation acoustique comprenant une âme alvéolaire 51, par exemple une structure en nids d'abeille, recouvert d'une peau externe 52 perforée et d'une peau interne 53 pleine.

25 Comme décrit précédemment et conformément à l'art antérieur, l'âme alvéolaire est fermée par un C de fermeture 54, ce C de fermeture étant également recouvert par un prolongement 55 de la peau externe 52, prolongement 55 non perforé, et par un prolongement de la peau interne 53.

30 La liaison entre la structure d'atténuation acoustique et la bride de liaison arrière 9b est assurée par le C de fermeture 54, comme précédemment expliqué, notamment par brasage entre ces éléments.

La bride 9b présente une épaisseur assurant l'absence de décalage (« step », marche) avec la peau externe 52, et son prolongement 55 de manière à assurer au mieux la continuité aérodynamique externe de la partie avant 5 de cône.

35 De manière similaire en partie avant, la jonction représentée sur la figure 3 entre la structure d'atténuation acoustique et la bride 9a de liaison

s'effectue par l'intermédiaire d'un C de fermeture au moyen de rangées de rivets 56.

Conformément à l'invention et tel que représenté plus en détail sur les figures 4 à 7 dans laquelle la structure d'atténuation acoustique n'est pas supportée à l'aide de C de fermeture 54.

Pour ce faire, la présente invention se rapporte à un cône d'éjection 101 pour turboréacteur d'aéronef comprenant une partie avant de cône 105 de forme sensiblement cylindrique et équipée d'au moins une structure d'atténuation acoustique ladite partie avant 105 présentant, d'une part, une extrémité amont équipée d'une bride de liaison 9a à une sortie d'un turboréacteur, et d'autre part, une extrémité aval équipée d'une bride de liaison 9b à une partie arrière de cône 7 sensiblement conique.

La partie avant 105 du cône est comme décrit précédemment réalisée à partir d'une structure d'atténuation acoustique comprenant une âme alvéolaire 51 recouverte d'une peau externe 52 perforée et d'une peau interne 53 pleine.

Conformément à l'invention, la peau externe 52 vient en prolongement de l'âme alvéolaire (prolongement non perforé) et chevauche avec au moins une partie de la bride de liaison avant 9a et/ou arrière 9b correspondante et est assemblée à cette dernière.

Comme représenté schématiquement sur la figure 5 la peau externe 55 et la bride 9a sont assemblées au niveau de leur zone de liaison par des rivets 56.

Alternativement, comme représenté sur la figure 6, la peau externe 55 et la bride 9a sont assemblées au niveau de leur zone de liaison par soudage.

L'assemblage par soudage permet d'assurer une continuité optimale du profil aérodynamique en s'affranchissant des éventuels décalages (« step ») entre la bride avant 9a et la peau externe 55.

Comme représenté sur la figure 7, le même principe est applicable à l'extrémité arrière de la partie avant 105 avec la bride de liaison 9b, elle-même rattachée à la bride avant 9c de la partie arrière 7.

Selon un mode particulier de réalisation non représenté, la bride de liaison arrière 9b constitue également une bride de liaison avant 9c d'une partie arrière 7 du cône d'éjection 101.

Avantageusement la peau externe est réalisée à partir d'un alliage métallique tel que l'Inconel 625. Ce même matériau peut être utilisé pour les brides en tout ou partie.

Bien entendu, la présente invention n'est nullement limitée aux
5 modes de réalisation décrits et représentés.

REVENDICATIONS

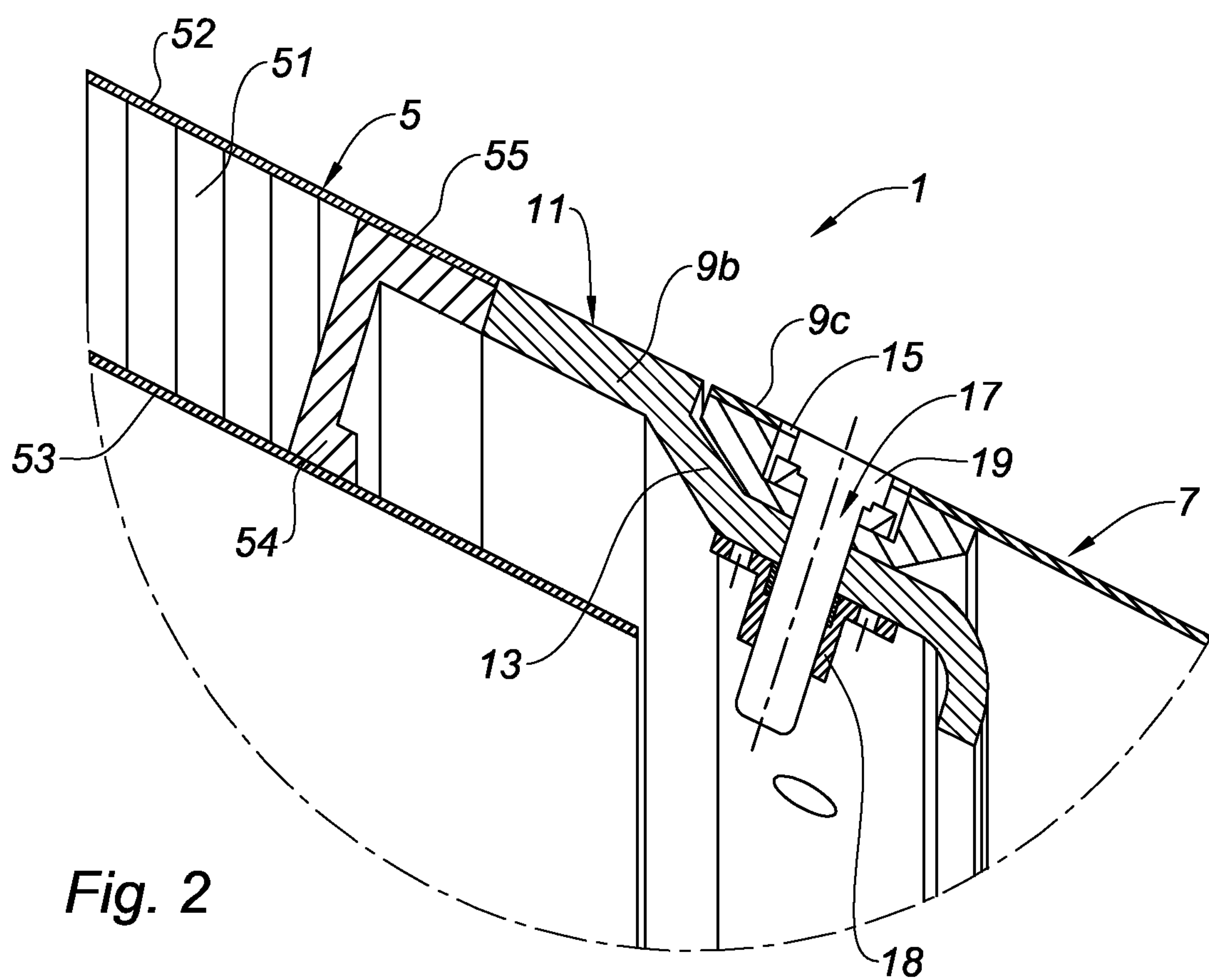
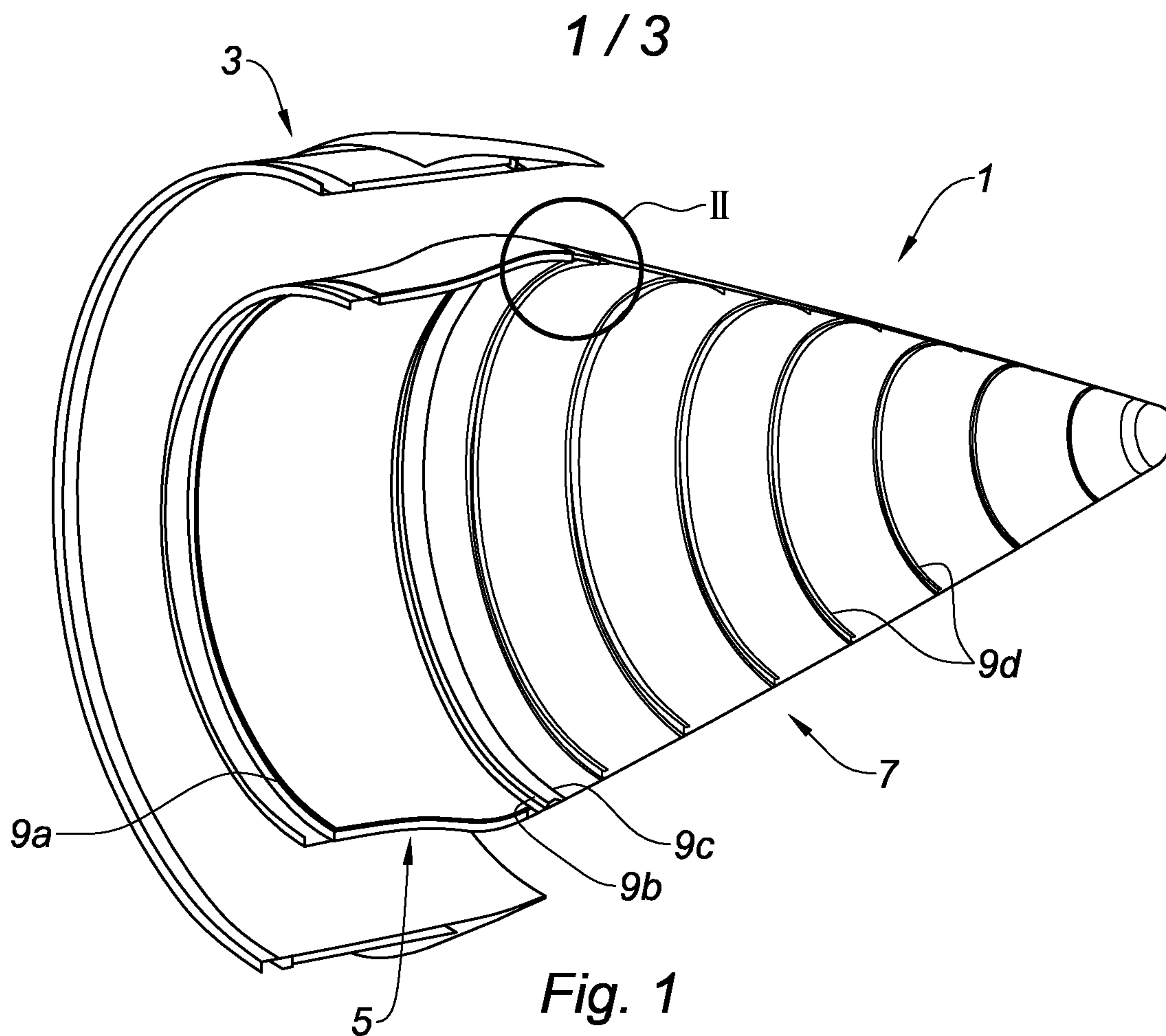
1. Cône d'éjection (101) pour turboréacteur d'aéronef comportant une partie avant (105) présentant une extrémité avant équipée d'une bride de liaison (9a) à une sortie d'un turboréacteur et/ou une extrémité arrière équipée d'une bride de liaison (9b) à une partie arrière du cône d'éjection, ladite partie avant étant en outre équipée d'au moins une structure d'atténuation acoustique comprenant une peau externe (52) correspondante, caractérisée en ce que la peau externe vient en chevauchement avec au moins une partie de la bride de liaison amont ou aval correspondante et est assemblée à cette dernière.

2. Cône d'éjection (101) selon la revendication 1, caractérisé en ce que la peau externe (52) et la bride avant (9a) / arrière (9b) sont assemblées par rivetage (56).

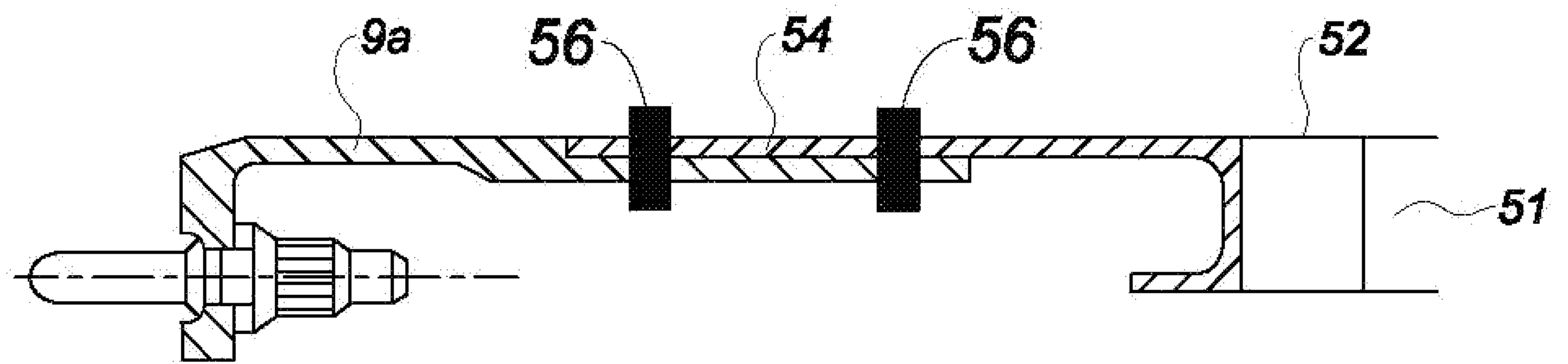
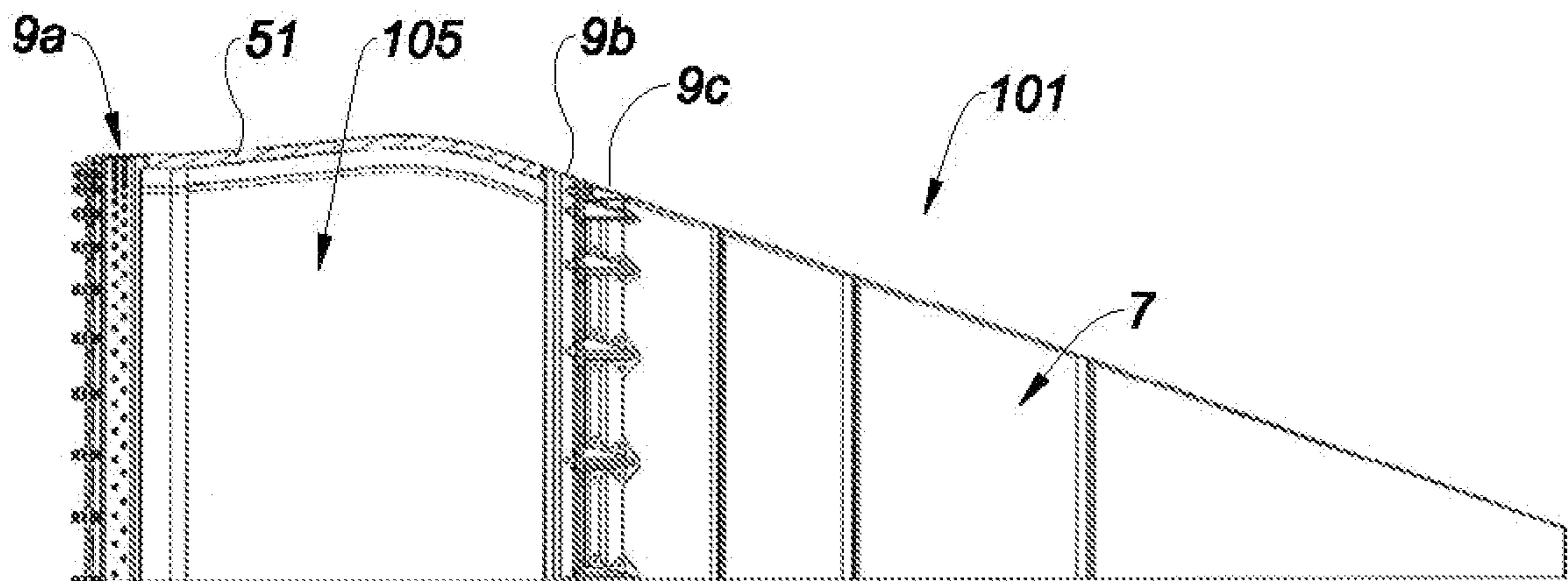
3. Cône d'éjection (101) selon la revendication 1, caractérisé en ce que la peau externe (52) et la bride (9a, 9b) sont assemblées par soudage.

4. Cône d'éjection (101) selon l'une quelconque des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que la bride de liaison arrière (9b) constitue également une bride de liaison avant (9c) d'une partie arrière (7) du cône d'éjection.

5. Cône d'éjection (101) selon l'une quelconque des revendications 1 à 4, caractérisé en ce que la peau externe (52) est réalisée à partir d'un alliage métallique tel que l'Inconel 625.



2 / 3

*Fig. 3**Fig. 4*

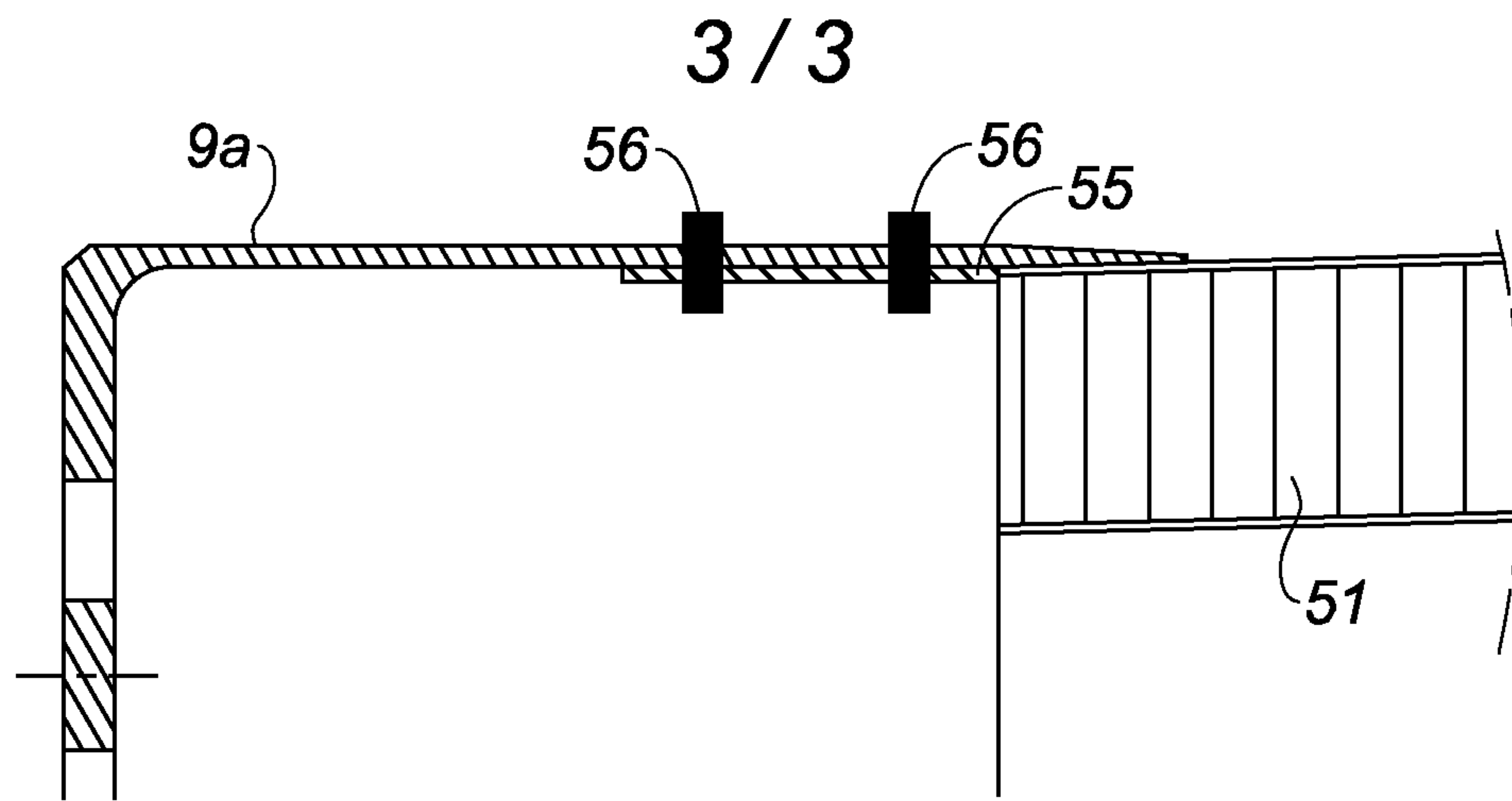


Fig. 5

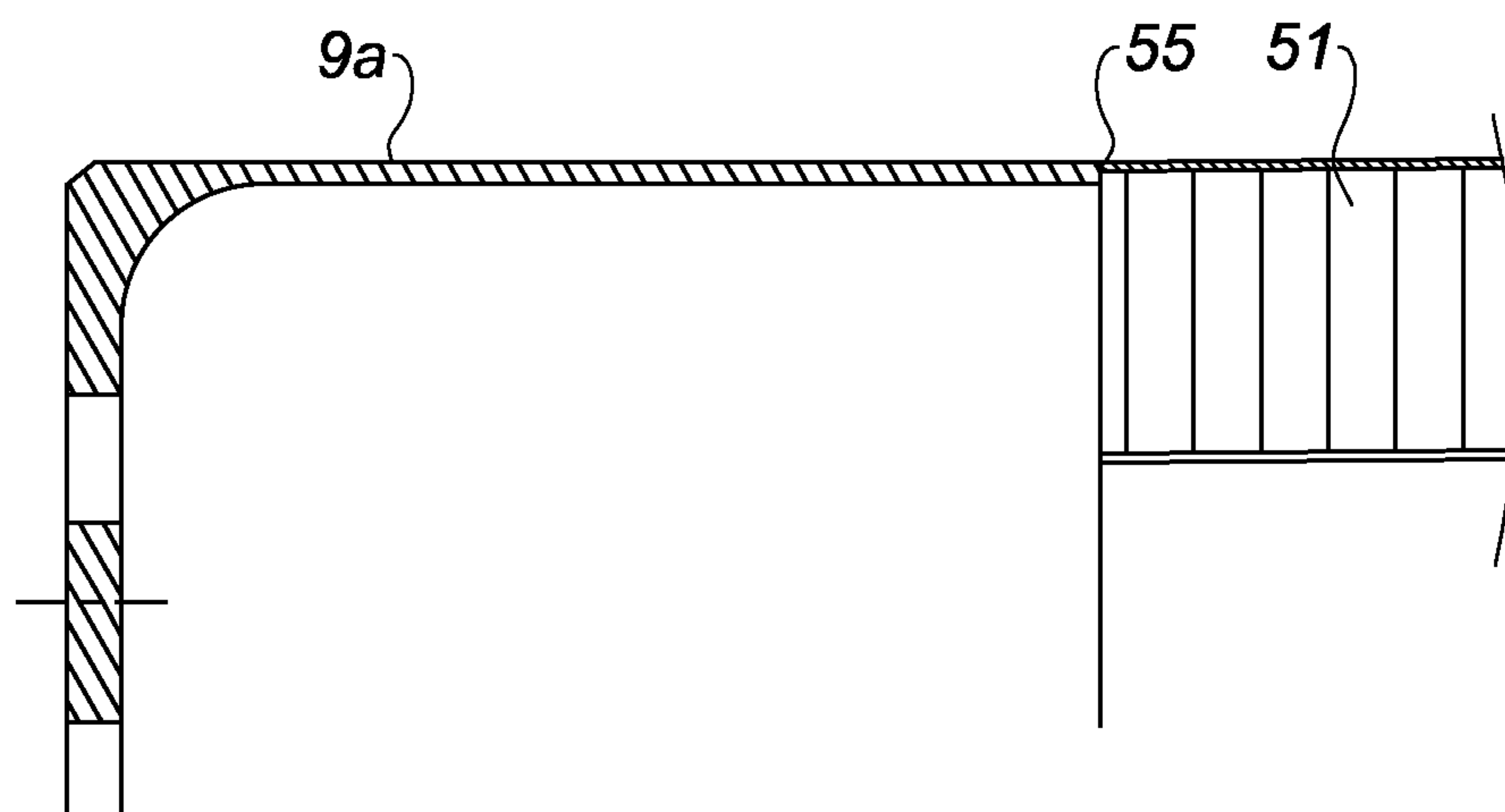


Fig. 6

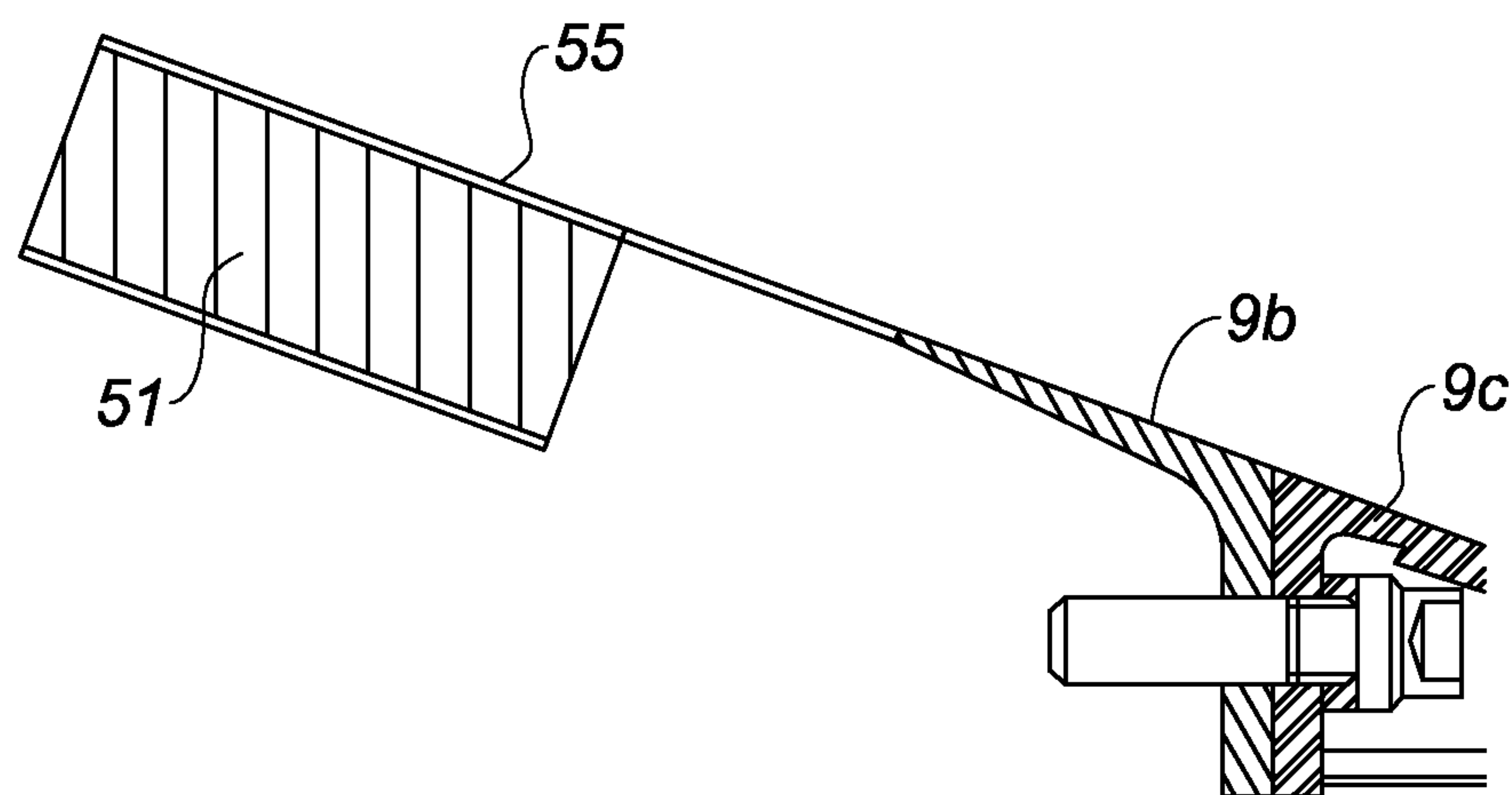


Fig. 7

Fig. 5

