

(19)



Octrooiencentrum
Nederland

(11) 2002340

(12) C OCTROOI²⁰

(21) Aanvraagnummer: 2002340

(51) Int.Cl.:
F01D5/00 (2006.01) *B23P6/00* (2006.01)

(22) Ingediend: 18.12.2008

(30) Voorrang:
29.12.2007 US 11/967193

(41) Ingeschreven:
30.06.2009

(47) Verleend:
30.07.2009

(45) Uitgegeven:
01.10.2009

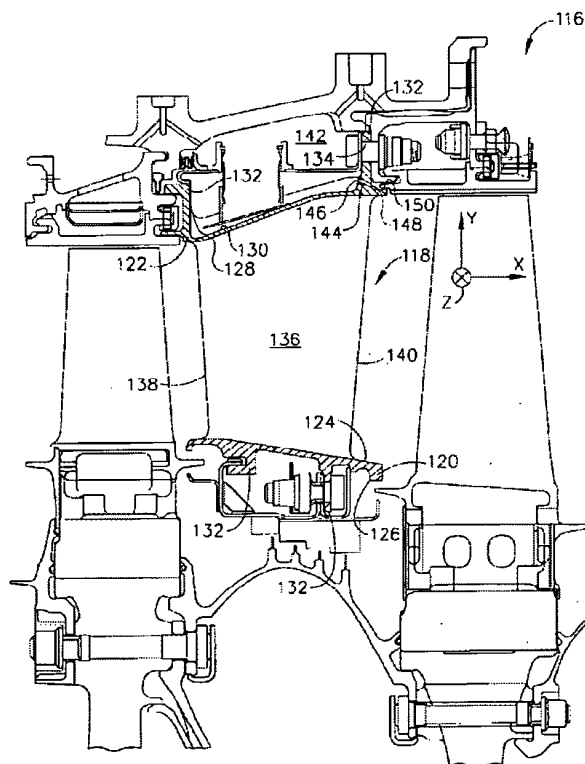
(73) Octrooihouder(s):
**General Electric Company te Schenectady,
New York, Verenigde Staten van Amerika
(US).**

(72) Uitvinder(s):
**Michael Scott Cole te Mason, Ohio (US).
James Herbert Deines te Mason, Ohio (US).
Ching-Pang Lee te Cincinnati, Ohio (US).**

(74) Gemachtigde:
Ir. H.V. Mertens c.s. te 2280 GE Rijswijk.

(54) **Method for repairing a cooled turbine nozzle segment.**

(57) A method for repairing a turbine nozzle segment (200) having a band (208) and a plurality of airfoils (136), where the band (208) has a flange (132) is described. The method includes the steps of repairing a damaged area (204) on the turbine nozzle segment (200) and drilling a plurality of cooling holes (144) in the flange (132).



NL C 2002340

Dit octrooi is verleend ongeacht het bijgevoegde resultaat van het onderzoek naar de stand van de techniek en schriftelijke opinie. Het octrooischrift komt overeen met de oorspronkelijk ingediende stukken. Octrooiencentrum Nederland is een agentschap van het ministerie van Economische Zaken.

METHOD FOR REPAIRING A COOLED TURBINE NOZZLE SEGMENT

BACKGROUND OF THE INVENTION

- 5 The exemplary embodiments relate generally to gas turbine engine components and more particularly to a method for repairing cooled turbine nozzle segments.

Gas turbine engines typically include a compressor, a combustor, and at least one turbine. The compressor may compress air, which may be mixed with fuel and
10 channeled to the combustor. The mixture may then be ignited for generating hot combustion gases, and the combustion gases may be channeled to the turbine. The turbine may extract energy from the combustion gases for powering the compressor, as well as producing useful work to propel an aircraft in flight or to power a load, such as an electrical generator.

15

The turbine may include a stator assembly and a rotor assembly. The stator assembly may include a stationary nozzle assembly having a plurality of circumferentially spaced apart airfoils extending radially between inner and outer bands, which define a flow path for channeling combustion gases therethrough.
20 Typically the airfoils and bands are formed into a plurality of segments, which may include one or two spaced apart airfoils radially extending between an inner and an outer band. The segments are joined together to form the nozzle assembly. The band may include one or more flanges for attaching the nozzle assembly to other components of the gas turbine engine.

25

The rotor assembly may be downstream of the stator assembly and may include a plurality of blades extending radially outward from a disk. Each rotor blade may include an airfoil, which may extend between a platform and a tip. Each rotor blade may also include a root that may extend below the platform and be received in a
30 corresponding slot in the disk. Alternatively, the disk may be a blisk or bladed disk, which may alleviate the need for a root and the airfoil may extend directly from the disk. The rotor assembly may be bounded radially at the tip by a stationary annular shroud. The shrouds and platforms (or disk, in the case of a blisk) define a flow path for channeling the combustion gases therethrough.

As gas temperatures rise due to the demand for increased performance, components may not be able to withstand the increased temperatures. Higher gas temperatures lead to higher metal temperatures, which is a primary contributor to distress. Distress may cause cracking or holes to form within these areas, leading to decreased performance and higher repair costs. Higher pressure and temperature areas suffer the greatest distress. As shown in Figure 1, one such higher temperature and pressure area 80 is between the trailing edges of the airfoils in a nozzle segment. In this area, the pressure and temperature combination is highest and is the most susceptible to damage.

10

BRIEF DESCRIPTION OF THE INVENTION

In one exemplary embodiment, a method for repairing a turbine nozzle segment having a band and a plurality of airfoils, where the band has a flange, includes the steps of repairing a damaged area on the turbine nozzle segment and drilling a plurality of cooling holes in the flange.

15

In another exemplary embodiment, a method for repairing a turbine nozzle assembly having a band and a plurality of airfoils, the band having a flange having a plurality of cooling holes includes the steps of repairing a damaged area on the turbine nozzle segment and filling in the cooling holes. The method also includes drilling a plurality of new cooling holes in the flange.

20

BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWINGS

25

Figure 1 is a schematic diagram illustrating the pressures and temperatures of a typical turbine nozzle segment.

Figure 2 is a cross-sectional view of an exemplary gas turbine engine.

30

Figure 3 is a cross-sectional view of an exemplary embodiment of a turbine nozzle assembly.

Figure 4 is a close-up cross-sectional view of the outer band area of an exemplary embodiment of a turbine nozzle assembly.

35

Figure 5 is a perspective view of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment.

Figure 6 is a top plan view of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment.

5

Figure 7 is a perspective view of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment.

Figure 8 is a cross-sectional view taken along line 8-8 in Figure 3 of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment.

10

Figure 9 is a close-up cross-sectional view of the aft end flowpath side of the outer band of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment before repair.

Figure 10 is a close-up cross-sectional view of the aft end flowpath side of the outer band of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment after repair.

15

Figure 11 is a cross-sectional view taken along line 8-8 in Figure 3 of an exemplary embodiment of a turbine nozzle segment after repair.

20

Figure 12 is a flow chart diagram of one exemplary embodiment of a method for repairing a turbine nozzle segment.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

25

Figure 2 illustrates a cross-sectional schematic view of an exemplary gas turbine engine 100. The gas turbine engine 100 may include a low-pressure compressor 102, a high-pressure compressor 104, a combustor 106, a high-pressure turbine 108, and a low-pressure turbine 110. The low-pressure compressor may be coupled to the low-pressure turbine through a shaft 112. The high-pressure compressor 104 may be coupled to the high-pressure turbine 108 through a shaft 114. In operation, air flows through the low-pressure compressor 102 and high-pressure compressor 104. The highly compressed air is delivered to the combustor 106, where it is mixed with a fuel and ignited to generate combustion gases. The combustion gases are channeled from the combustor 106 to drive the turbines 108 and 110. The turbine

30

35

110 drives the low-pressure compressor 102 by way of shaft 112. The turbine 108 drives the high-pressure compressor 104 by way of shaft 114.

As shown in Figures 3-7, the high-pressure turbine 108 may include a turbine nozzle assembly 116. The turbine nozzle assembly 116 may be downstream of the combustor 106 or a row of turbine blades. The turbine nozzle assembly 116 includes an annular array of turbine nozzle segments 118. A plurality of arcuate turbine nozzle segments 118 may be joined together to form the annular turbine nozzle assembly 116. The turbine nozzle segments 118 may have an inner band 120 and an outer band 122, which radially bound the flow of combustion gases through the turbine nozzle assembly 116. The inner band 120 may have a flowpath side 124 and a non-flowpath side 126 and the outer band 122 may have a flowpath side 128 and a non-flowpath side 130. One or more flanges 132 may extend from the non-flowpath sides 126 and 130 of the inner band 120 and outer band 122. For example, as shown in Figure 3, flange 134 extends radially from said the outer band 122 and may be used to attach the turbine nozzle assembly 116 to other components of the gas turbine engine 100.

Airfoils 136 extend radially between the inner band 120 and outer band 122 for directing the flow of combustion gases through the turbine nozzle assembly 116. The airfoils 136 have a leading edge 138 on the forward side of the turbine nozzle segment 118 and a trailing edge 140 on the aft side of the turbine nozzle segment 118. The airfoils 136 may be formed of solid or hollow construction. Hollow airfoils may include one or more internal cooling passages for cooling the airfoil and providing film cooling to the airfoil surfaces. Other hollow airfoils may include one or more cavities for receiving a cooling insert. The cooling insert may have a plurality of cooling holes for impinging on the interior surface of the hollow airfoil before exiting as film cooling through holes in the airfoil. Any configuration of airfoil known in the art may be used.

Band, as used below, may mean the inner band 120, the outer band 122 or each of the inner band 120 and outer band 122. The band may have one or more flanges 132 extending radially from the non-flowpath side 126, 130. At least one of the flanges 132 may be located near the aft side of the nozzle segment 118, such as, but not limited to, flange 134 in Figure 3. Upstream of the flange 134, may be a plenum

142. The plenum 142 may receive cooling air from another part of the engine, such as, the high-pressure compressor 104. The cooling air may be provided to the plenum 142 through any means known in the art.

5 A plurality of cooling holes 144 may be disposed within the flange 134. The cooling holes 144 may have an inlet 146 at the plenum 142 on the upstream side of the flange 134 and an outlet 148 on the downstream side of the flange 134. The inlet 146 may receive cooling air from the plenum 142 and flow the cooling air through to the outlet 148. The cooling hole 144 and outlet 148 may be arranged so that the
10 outlet 148 is directed at the aft end 150 of the band, so as to impinge on the aft end 150. The outlets 148 may have any shaped known in the art. Further, the holes 144 may be formed in any manner known in the art, such as, but not limited to, electrodischarge machining, electrochemical machining, laser drilling, mechanical drilling, or any other similar manner.

15

In one exemplary embodiment, as shown in Figures 3, 4 and 6, the cooling holes 144 may have a compound angle. The cooling holes 144 may have a first angle β measured in the radial plane (the X-Y plane) relative to a line parallel to the engine centerline 152 so that the outlet is directed at the aft end 150. The cooling holes 144
20 may have a second angle α measured in the circumferential plane (the X-Z plane) relative to a line parallel to the engine centerline 152 so that the cooling holes 144 are directed generally in the direction of flow exiting the nozzle segment as directed by the airfoil trailing edges 140. The first angle β may be between about 10 degrees and about 75 degrees. The second angle α may be between about 10 degrees and
25 about 80 degrees. The cooling holes 144 may be positioned such that they are directed at an area of high pressure and temperature. In one exemplary embodiment, the cooling holes may be directed at an area 158 on the aft end 150 of the band on the non-flowpath side 126, 130 between the trailing edges 140 of the airfoils 136. In another exemplary embodiment, the cooling holes 144 may be
30 directed at the aft end 150 in a single plane, such that the holes 144 have one angle β measured in the radial plane (the X-Y plane) relative to a line parallel to the engine centerline 152. In this exemplary embodiment, all other angles would be zero.

In one exemplary embodiment, a thermal barrier coating (TBC) 160 may be applied
35 to the band flowpath surface 124, 128. The TBC may be between about 5 mils and

about 25 mils thick. Any TBC known in the art may be used. In one exemplary embodiment, the TBC may be a three layer TBC having a MCrAlY first layer, where M is selected from the group of Ni and Co, an aluminide second layer, and a yttria-stabilized zirconia (YSZ) third layer. In another exemplary embodiment, a two layer TBC may be used where platinum aluminide or aluminide may be used in place of the MCrAlY first layer and the aluminide second layer.

Figures 8-12 illustrate an exemplary embodiment of a repair procedure. An engine-run turbine nozzle segment 200 may be provided at step 300. The turbine nozzle segment 200 may or may not have holes 144. The turbine nozzle segment 200 may be coated with a thermal barrier coating 202. One or more cracks or distressed areas 204 may be disposed in one or more areas of the turbine nozzle segment 200. One particular area may be near the trailing edge 206 of the band 208, however cracks in need of repair may form in any area of the turbine nozzle segment 200.

The turbine nozzle segment 200 may be cleaned at step 302. Cleaning may include a grit blasting that may remove any corrosion from engine use. Once the turbine nozzle segment 200 is cleaned, the coating may be removed at step 304. This step may be skipped should the nozzle segment 200 not have a coating. An acid bath may be used to strip the coating. Any acid known in the art may be used. Once the coating is removed, the nozzle segment 200 may be inspected at step 306 to look for any cracks or distressed areas 204 in the base metal. If cracks 204 are found, a cut line 210 may be identified. The cut line 210 may be identified on a part-by-part basis depending on where cracks 204 are found. The cut line 210 may be a line where a cut will be made to remove a crack with the minimum amount of material removed while not imparting any additional stress into the component. The damaged material may be removed at step 308 by cutting along the cut line 210. A spad 212 that is substantially similar to the material removed may be formed. At step 310, the spad 212 may be attached to the nozzle segment 200 along the cut line 210. Any other damaged areas of the nozzle segment 204 may be repaired at the same time, either through spad replacements or through weld repairs where material is added to a damage area and then formed to normal size. At step 312, cooling holes 144 may be formed in the flange 132. The holes 144 may be formed in any manner known in the art, such as, but not limited to, electrodischarge machining, electrochemical machining, laser drilling, mechanical drilling, or any other similar manner. If the

nozzle segment 200 previously included holes 144 then the holes 144 may be filled in during step 310 and re-drilled at step 312. Once all repairs are complete, a new thermal barrier coating 214 similar to that described above may be formed at step 314.

5

By providing cooling holes in these areas and in particular by impinging cooling air in these areas, the metal temperature may be reduced, leading to less distress and less likelihood of forming a crack or hole. As such, the turbine nozzle segment will last longer leading to less repairs and/or replacements over time for the gas turbine engine.

10

This written description discloses exemplary embodiments, including the best mode, to enable any person skilled in the art to make and use the exemplary embodiments. The patentable scope is defined by the claims, and may include other examples that occur to those skilled in the art. Such other examples are intended to be within the scope of the claims if they have structural elements that do not differ from the literal language of the claims, or if they include equivalent structural elements with insubstantial differences from the literal languages of the claims.

15

PARTS LIST

80	Higher Temperature & Pressure Area
100	Gas Turbine Engine
102	Low Pressure Compressor
104	High Pressure Compressor
106	Combustor
108	High Pressure Turbine
110	Low Pressure Turbine
112	Shaft
114	Shaft
116	Turbine Nozzle Assembly
118	Turbine Nozzle Segments
120	Inner Band
122	Outer Band
124	Flowpath Side
126	Non-Flowpath Side
128	Flowpath Side
130	Non-Flowpath Side
132	Flanges
134	Flange
136	Airfoils
138	Leading Edge
140	Trailing Edge
142	Plenum
144	Cooling Holes
150	Aft End
152	Engine Centerline
158	Area
160	Thermal Barrier Coating
200	Turbine Nozzle Segment
202	Thermal Barrier Coating
204	Cracks or Distressed Areas
206	Trailing Edge
208	Band
210	Cut Line

212	Spad
214	Thermal Barrier Coating
300	Providing Step
302	Cleaning Step
304	Coating Removal Step
306	Inspection Step
308	Material Removal Step
310	Attaching Step
312	Cooling Hole Forming Step
314	Thermal Barrier Coating Forming Step

CONCLUSIES

1. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200), dat een
 5 band (208) en een aantal schoepen (136) heeft, welke band (208) een flens (132) heeft,
 omvattende:
 het repareren van een beschadigd oppervlak (204) op het turbinastralpijsegment
 (200); en
 het boren van een veelheid koelgaten (144) in de flens (132).
- 10 2. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, waarbij de koelgaten (144) zodanig worden gericht, dat deze een achtereinde
 (150) van een niet-stromingswegzijde (126, 130) van de band (208) beïnvloeden.
3. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, waarbij de koelgaten (144) een samengestelde hoek ten opzichte van een lijn
 15 evenwijdig aan de middenlijn (152) van de motor hebben.
4. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, verder omvattende:
 het reinigen van het turbinastralpijsegment (200) voorafgaande aan de
 reparatiestap.
- 20 5. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, verder omvattende:
 het van het turbinastralpijsegment (200) strippen van een thermische-barrière-
 bekleding (214) voorafgaande aan de reparatiestap.
6. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 25 conclusie 1, verder omvattende:
 het inspecteren van het turbinastralpijsegment (200) voorafgaande aan de
 reparatiestap.
7. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, waarbij de reparatiestap verder omvat:
 30 het verwijderen van een beschadigd gedeelte (204) langs een snijlijn (210); en
 het bevestigen van een randdeel (212) aan het turbinastralpijsegment (200) ter
 plaatse van de snijlijn (210).
8. Werkwijze voor het repareren van een turbinastralpijsegment (200) volgens
 conclusie 1, verder omvattende:
 35 het bekleden van het turbinastralpijsegment (200) met een thermische-barrière-
 bekleding (214) na de boorstap.

9. Werkwijze voor het repareren van een turbinastraalpijpsegment (200) volgens conclusie 1, waarbij de koelgaten (144) ten opzichte van een lijn evenwijdig aan een middenlijn (152) van de motor ten opzichte van de axiale richting onder een hoek tussen ongeveer 10° en ongeveer 75° staan.

- 5 10. Werkwijze voor het repareren van een turbinastraalpijpsegment (200) volgens conclusie 1, waarbij de koelgaten (144) ten opzichte van een lijn evenwijdig aan een middenlijn (152) van de motor ten opzichte van de omtreksrichting onder een hoek tussen ongeveer 10° en ongeveer 80° staan.

10

15

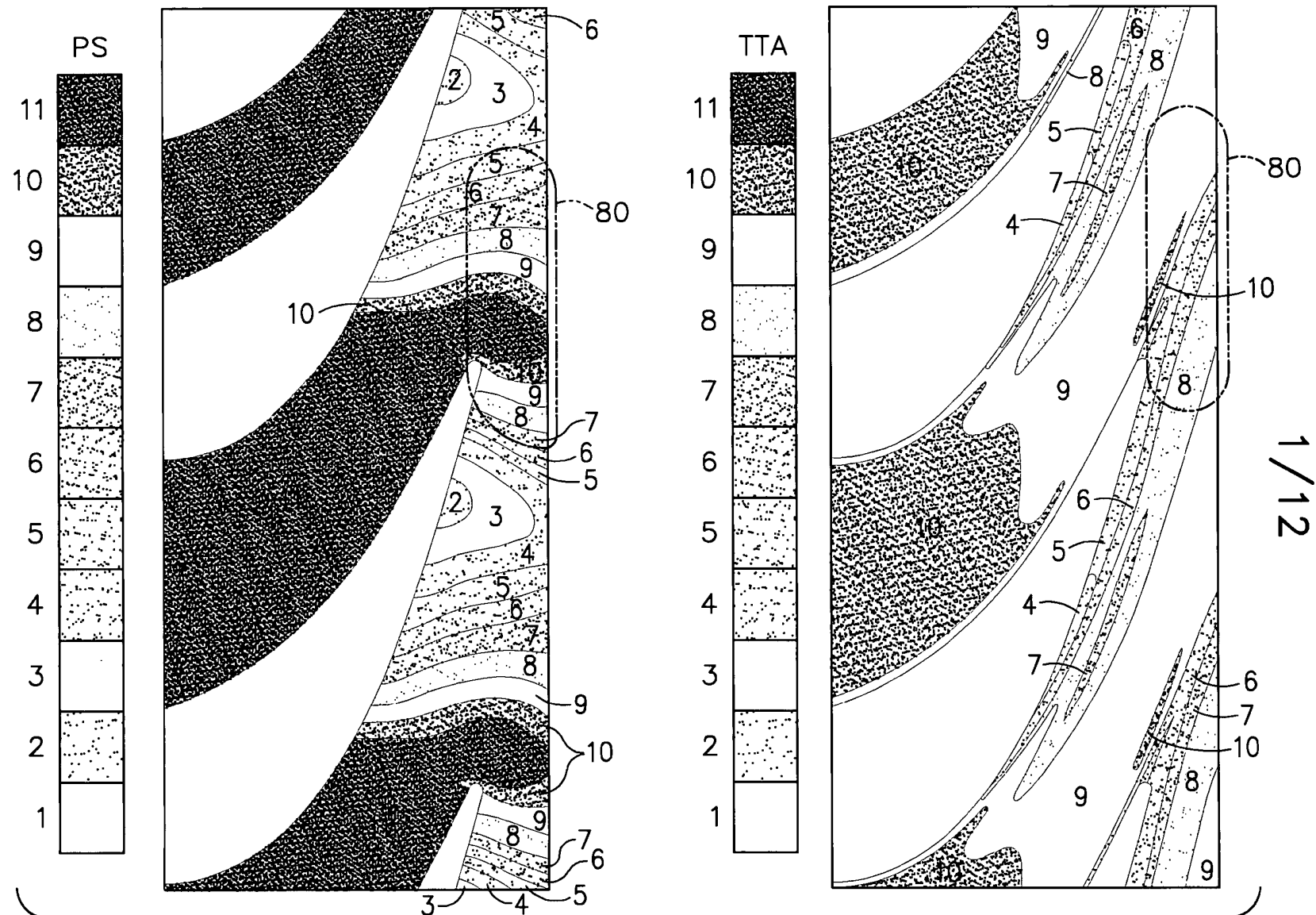


FIG. 1

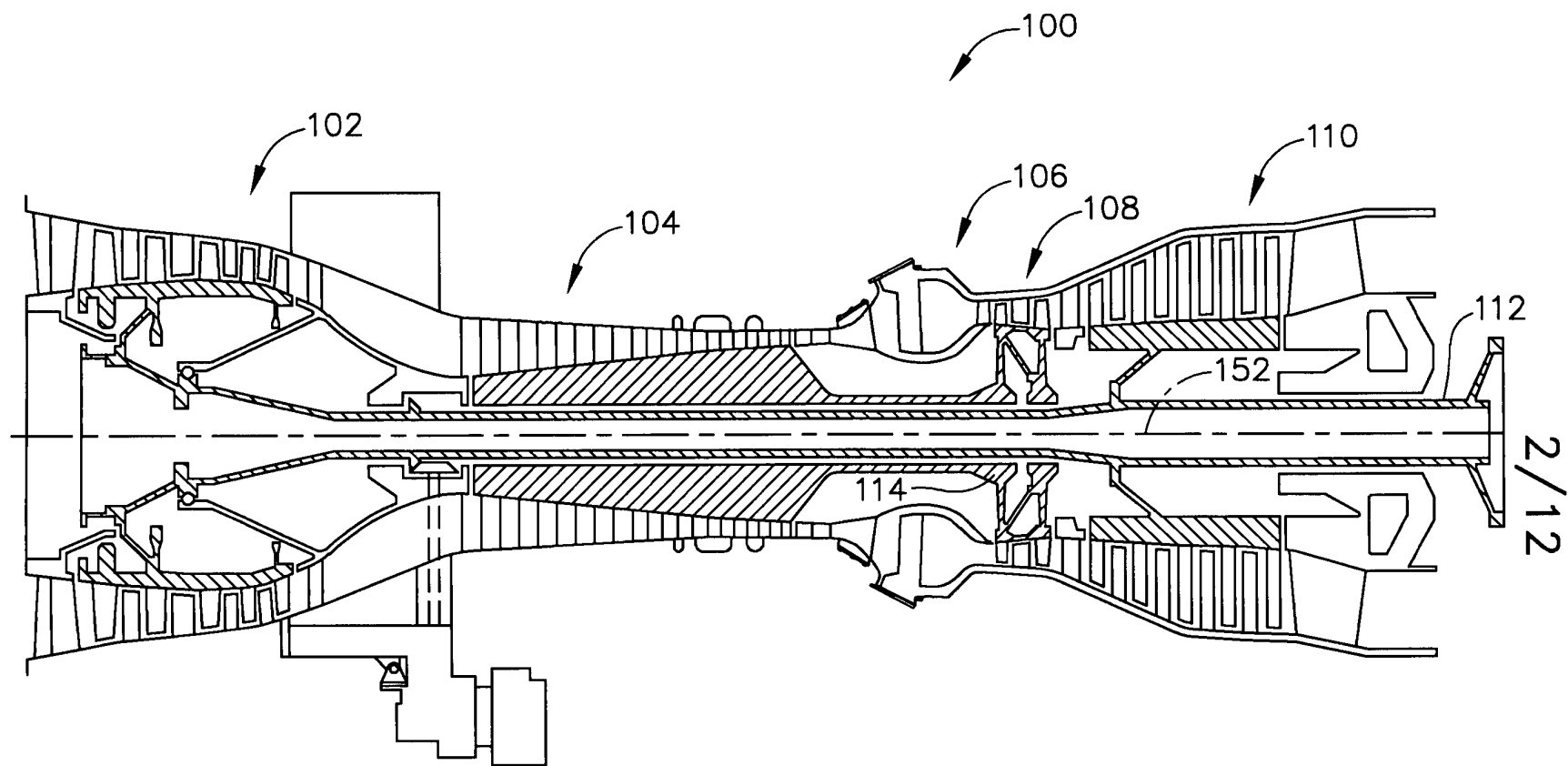


FIG. 2

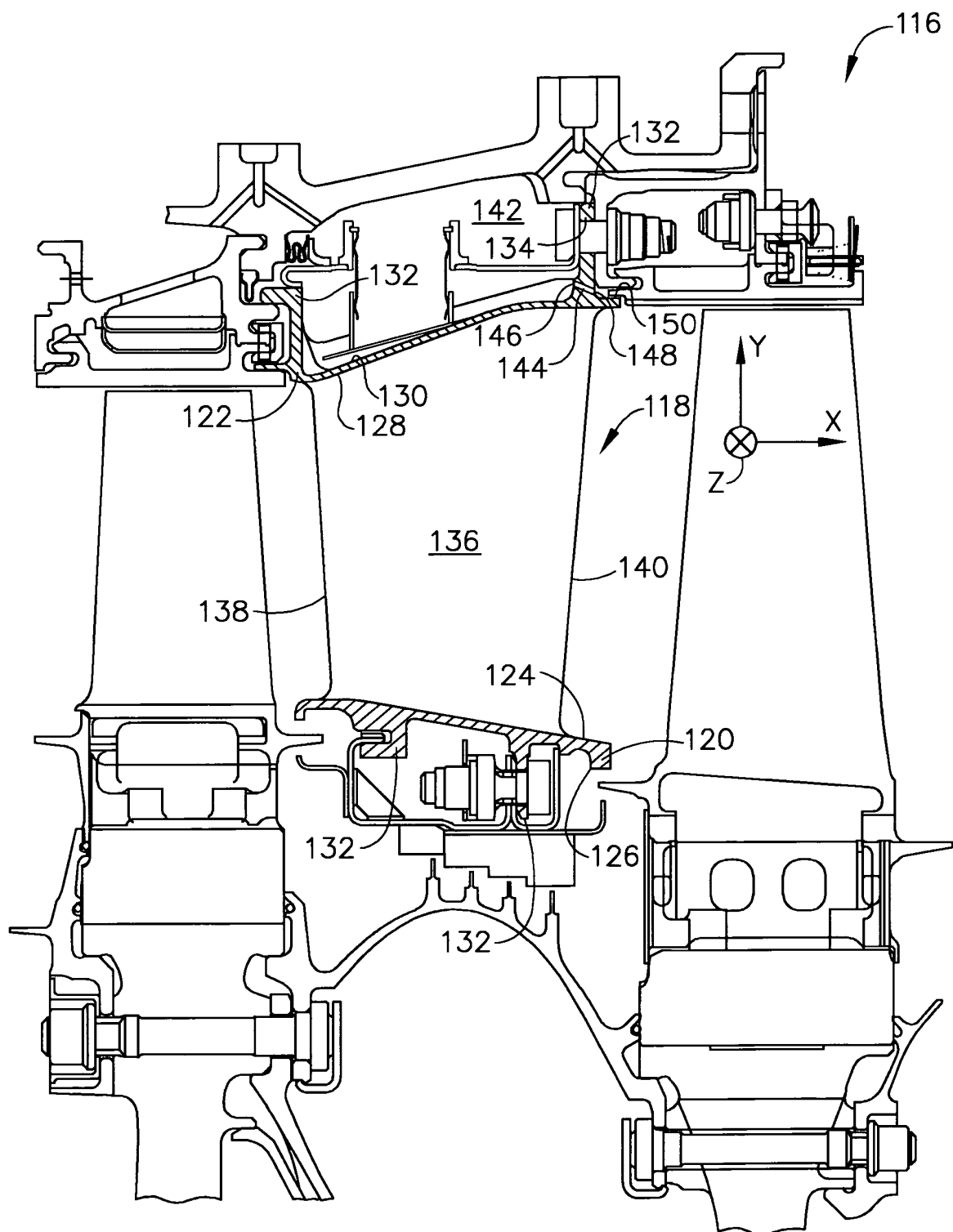


FIG. 3

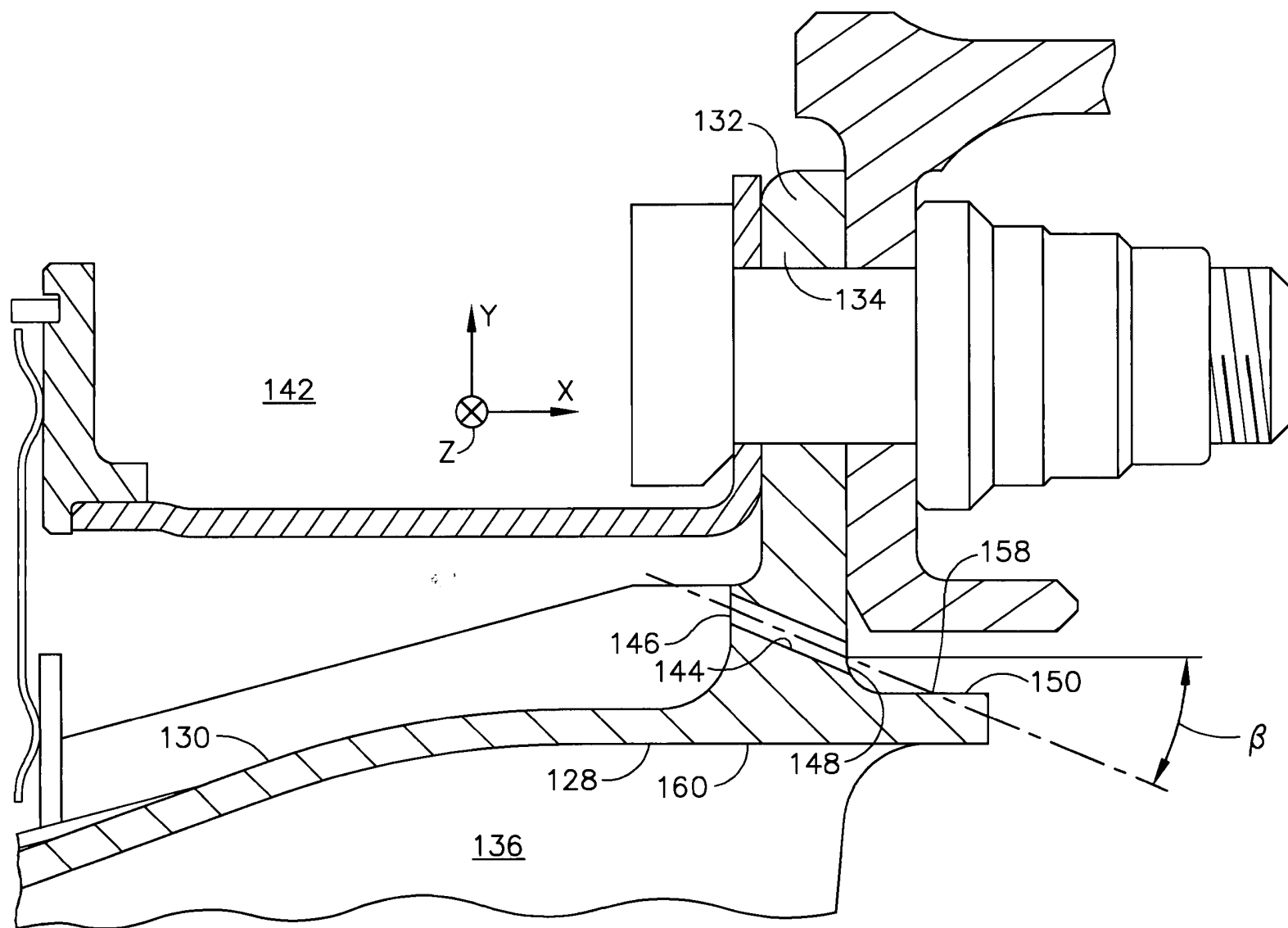


FIG. 4

5/12

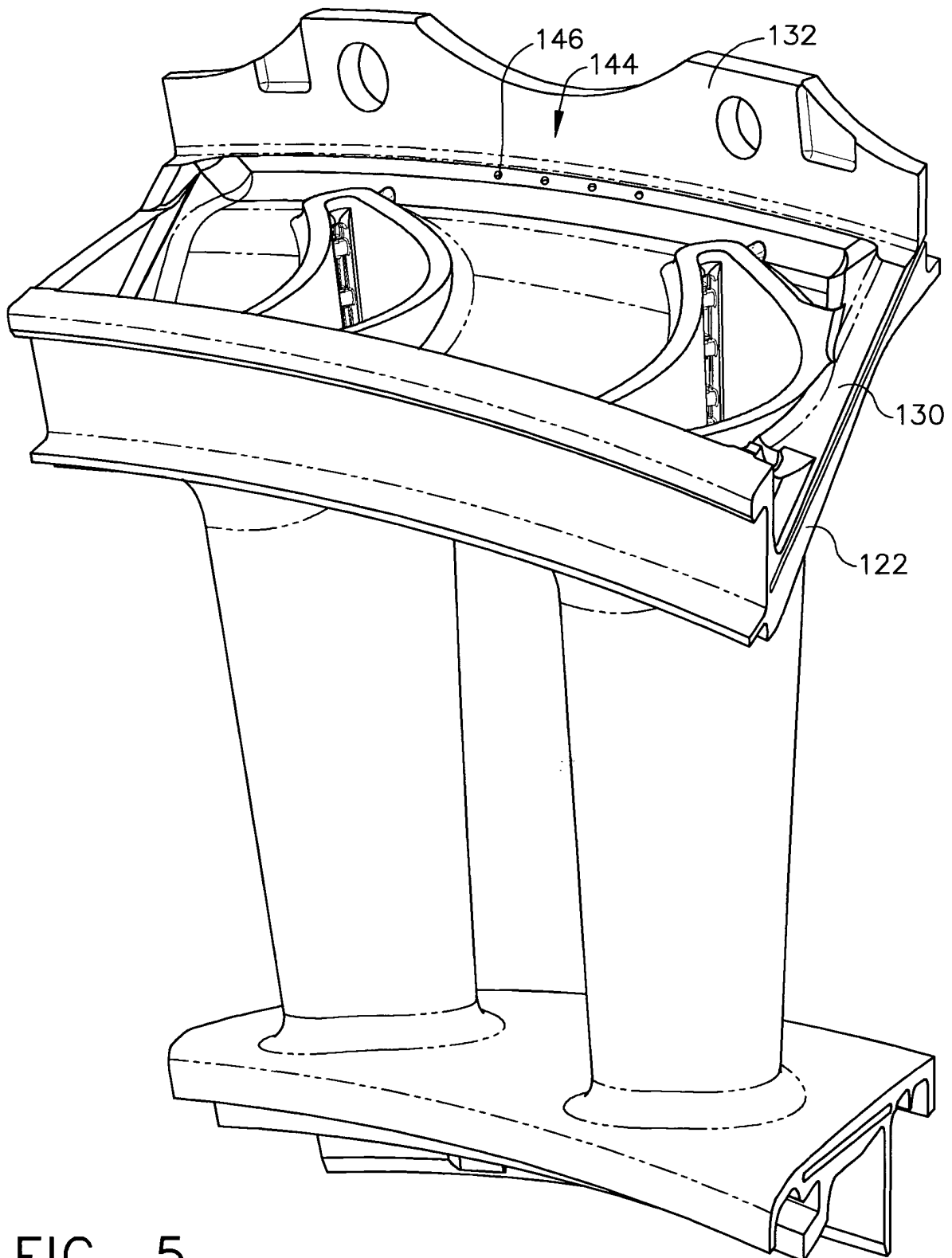


FIG. 5

6/12

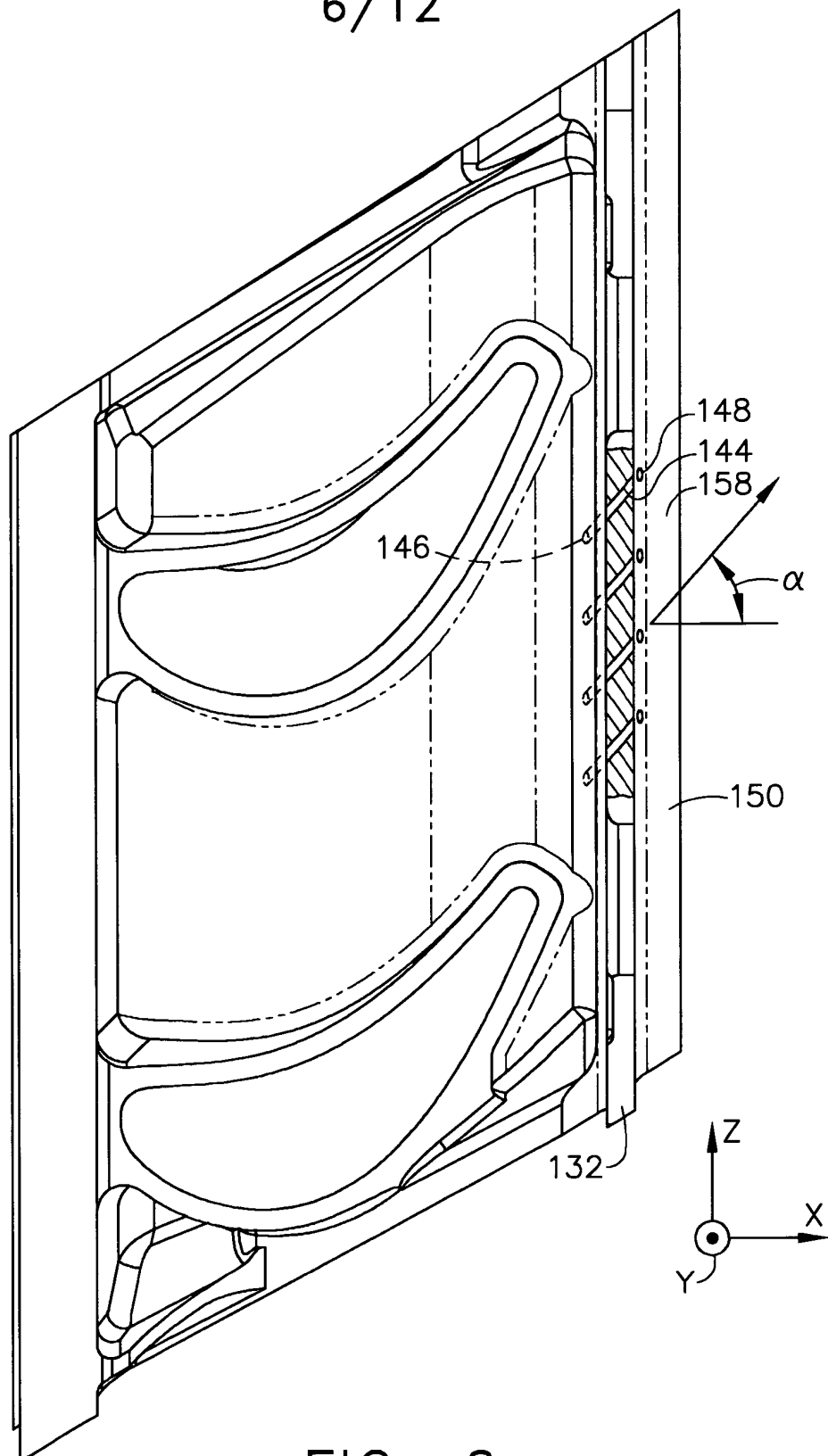


FIG. 6

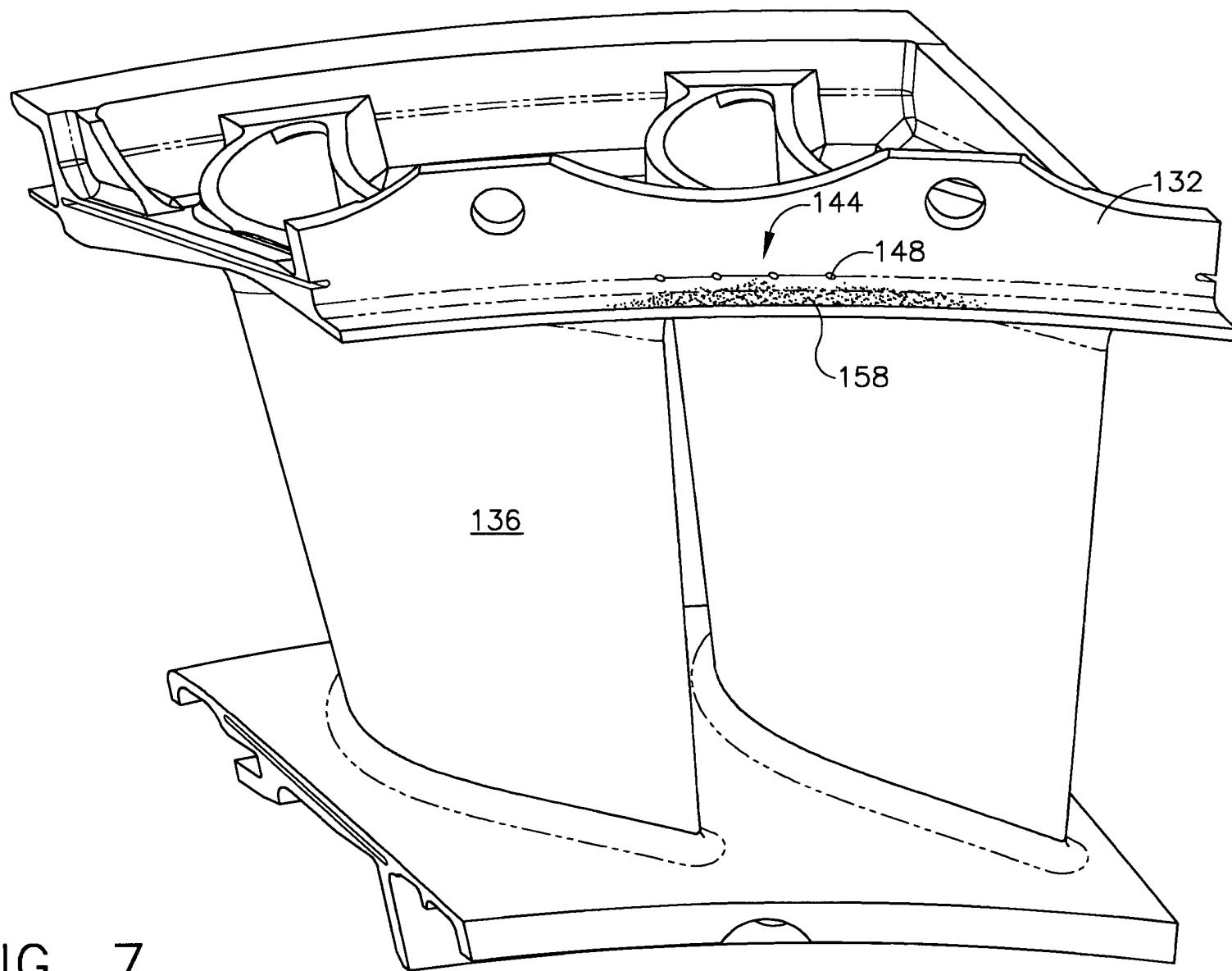


FIG. 7

8/12

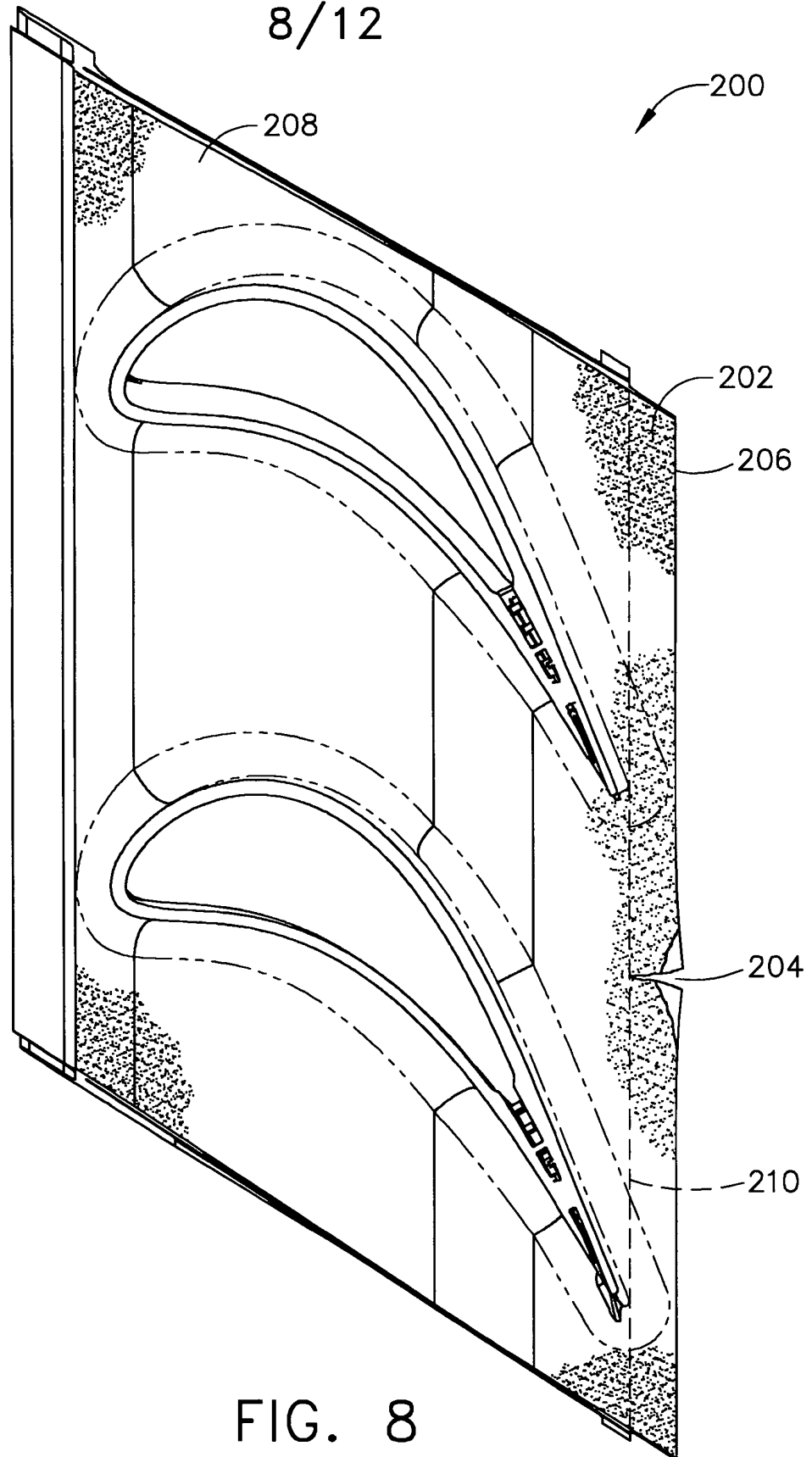


FIG. 8

9/12

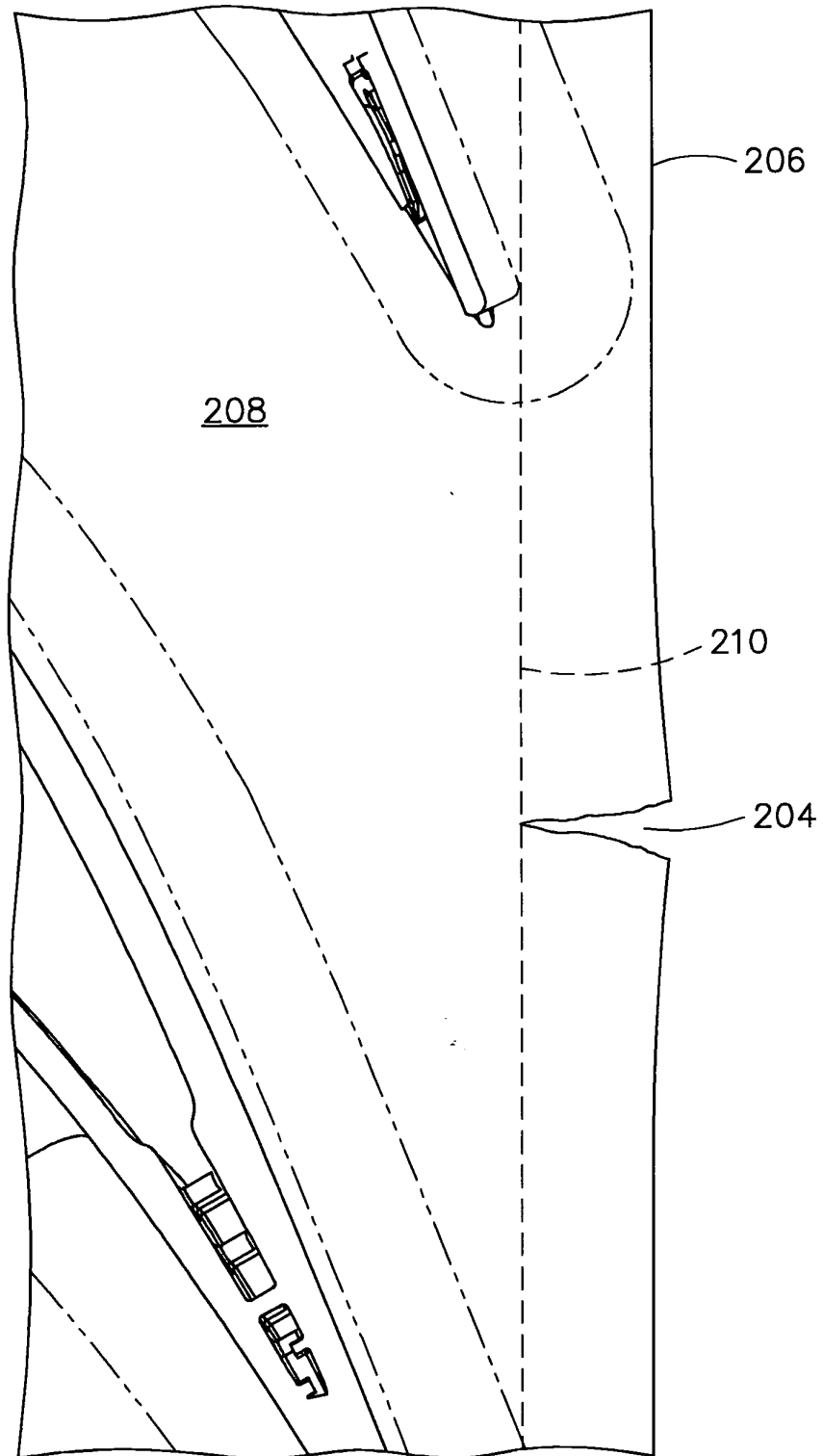


FIG. 9

10/12

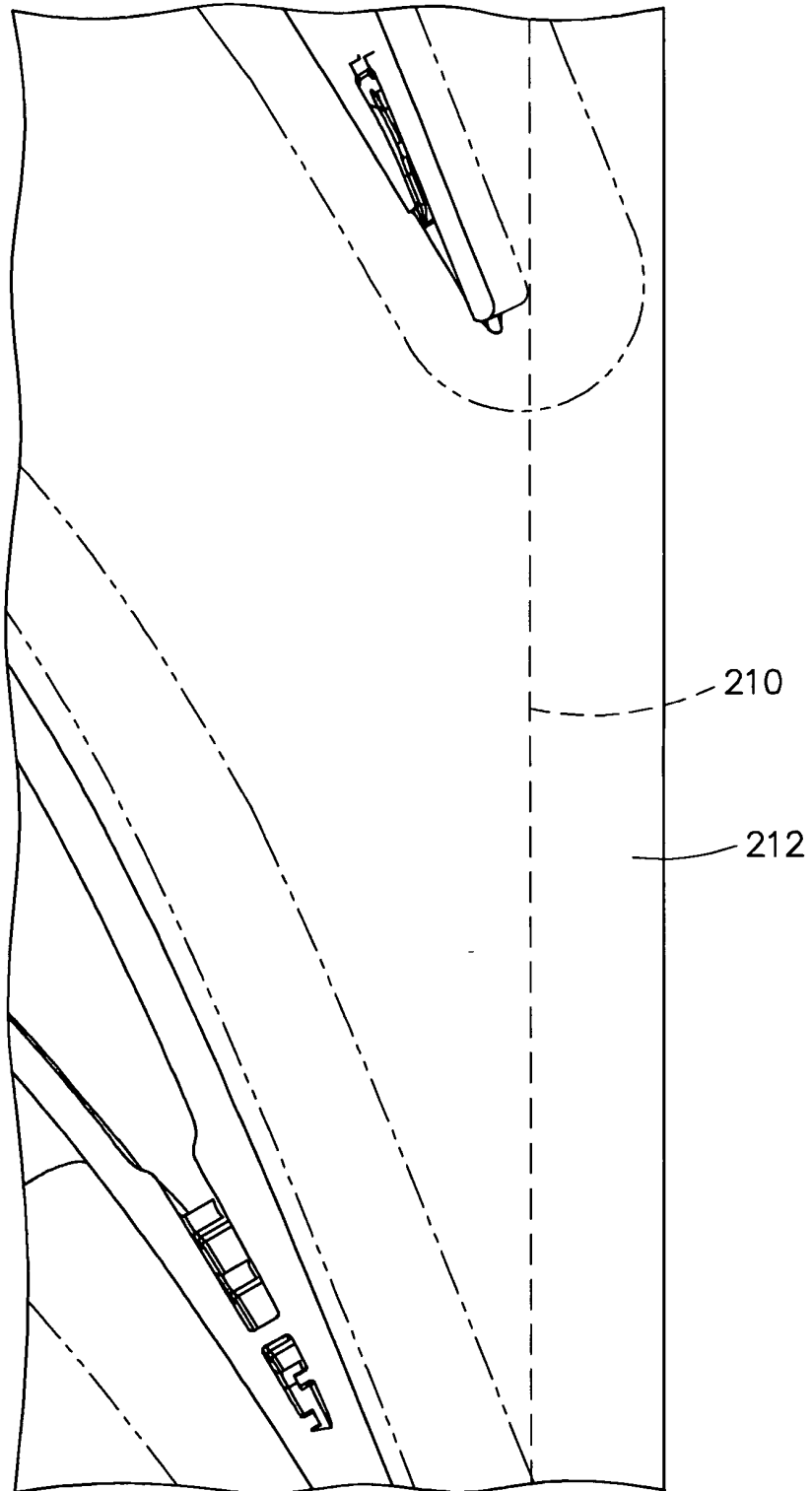
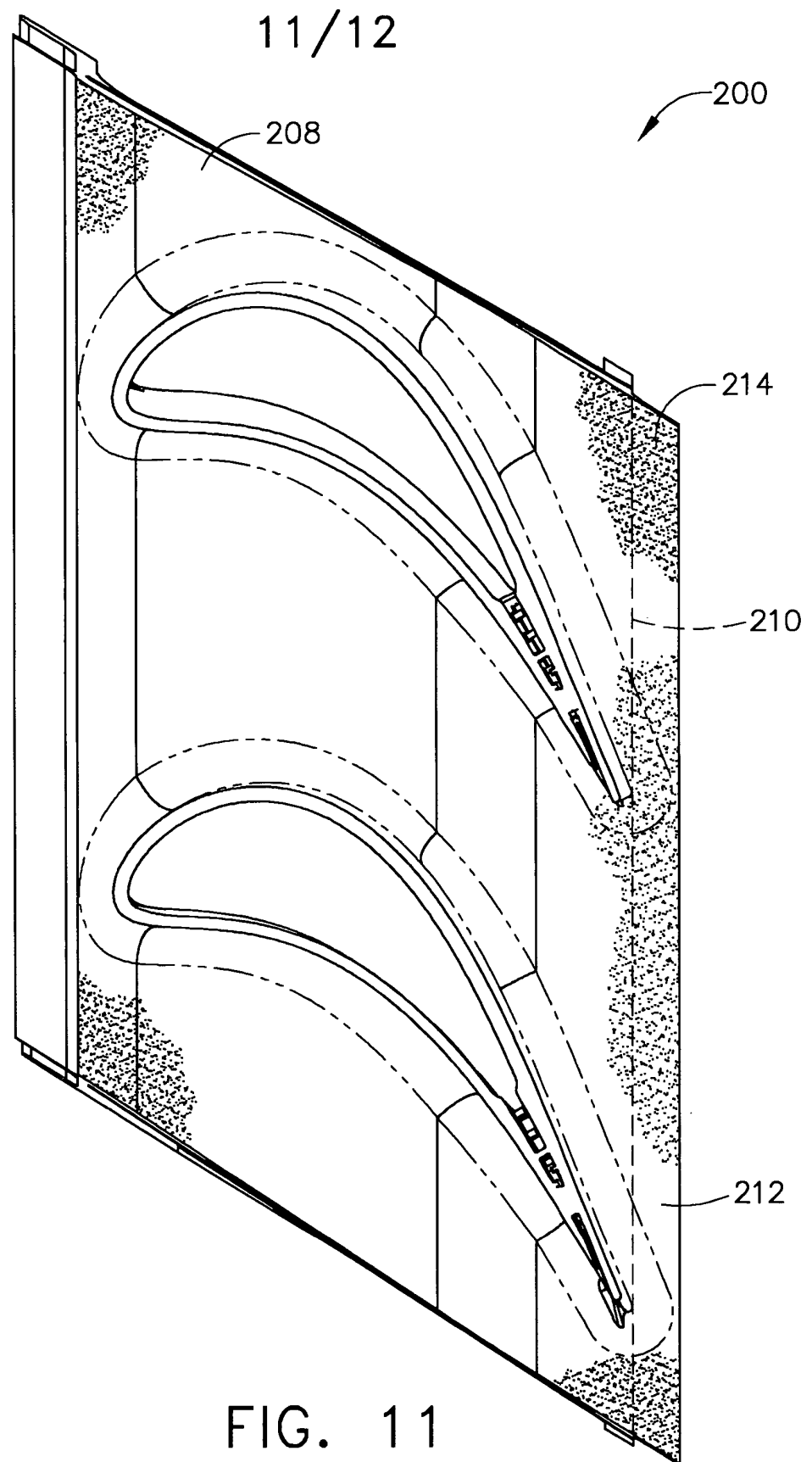


FIG. 10



12/12

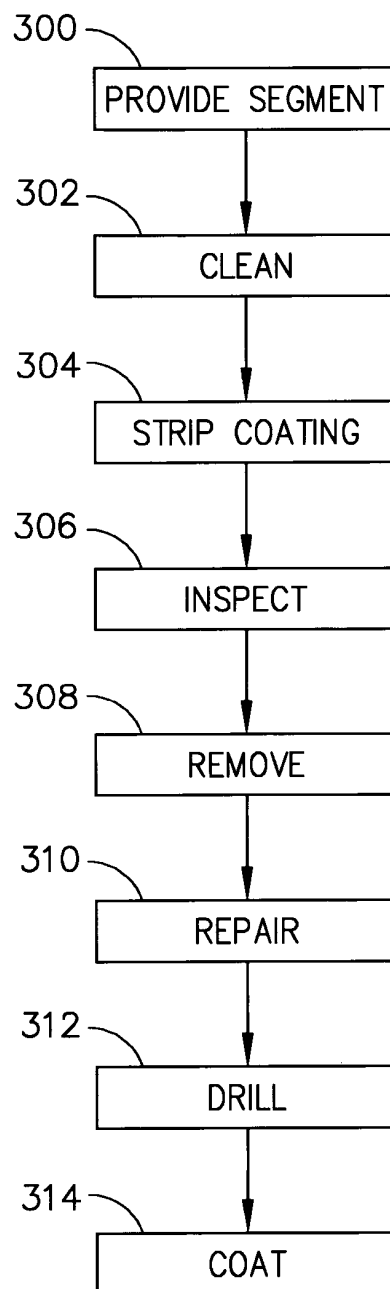


FIG. 12



RAPPORT BETREFFENDE HET ONDERZOEK NAAR DE STAND VAN DE TECHNIEK

Classificatie van het onderwerp ¹ : F01D5/00; B23P6/00	Onderzochte gebieden van de techniek ¹ :
Computerbestanden: EPODOC, WPI, TXT_E, TXT_D, TXT_F	Omvang van het onderzoek: Volledig
Indien gewijzigde conclusies; indieningsdatum van deze conclusies:	Niet onderzochte conclusies ² :

Van belang zijnde literatuur

Categorie ³	Vermelding van literatuur met aanduiding, voor zover nodig, van speciaal van belang zijnde tekstgedeelten of figuren.	Van belang voor conclusie(s) nr.:
X	WO 01/12382 A (CHROMALLOY GAS TURBINE CORP)	1, 2, 4-6, 8
Y	22 februari 2001 * gehele document *	7

Y	US 2005/0235492 A (ARNESS BRIAN P et al.) 27 oktober 2005 * alinea [0022] en [0023] *	7

A	EP 1319802 A (GEN ELECTRIC) 18 juni 2003 * gehele document *	1

Datum waarop het onderzoek werd voltooid: 14 Mei 2009		De bevoegde ambtenaar: M.C. van der Wel

¹ Gedefinieerd volgens International Patent Classification (IPC).² Voor motivering zie toelichting in de schriftelijke opinie.³ Verklaring van de categorie-aanduiding: zie apart blad.

Categorie van de vermelde literatuur:

- X: op zichzelf van bijzonder belang zijnde stand van de techniek
- Y: in samenhang met andere geciteerde literatuur van bijzonder belang zijnde stand van de techniek
- A: niet tot de categorie X of Y behorende van belang zijnde stand van de techniek
- O: verwijzend naar niet op schrift gestelde stand van de techniek
- P: literatuur gepubliceerd tussen voorrangs- en indieningsdatum
- T: niet tijdig gepubliceerde literatuur over theorie of principe ten grondslag liggend aan de uitvinding
- E: octrooiliteratuur gepubliceerd op of na de indieningsdatum van de onderhavige aanvraag en waarvan de indieningsdatum of de voorrangsdatum ligt voor de indieningsdatum van de onderhavige aanvraag.
- D: in de aanvraag genoemd
- L: om andere redenen vermelde literatuur
- &: lid van dezelfde octrooifamilie; corresponderende literatuur



SCHRIFTELIJKE OPINIE

Indieningsdatum: 18 December 2008	Voorrangsdatum: 29 December 2007
Classificatie van het onderwerp ¹ : F01D5/00; B23P6/00	Aanvrager: General Electric Company

Deze schriftelijke opinie bevat een toelichting op de volgende onderdelen:

- | | |
|---|--|
| ☒ Onderdeel I | Basis van de schriftelijke opinie |
| ☐ Onderdeel II | Voorrang |
| ☐ Onderdeel III | Vaststelling nieuwheid, inventiviteit en industriële toepasbaarheid niet mogelijk |
| ☐ Onderdeel IV | De aanvraag heeft betrekking op meer dan één uitvinding |
| ☒ Onderdeel V | Gemotiveerde verklaring ten aanzien van nieuwheid, inventiviteit en industriële toepasbaarheid |
| ☐ Onderdeel VI | Andere geciteerde documenten |
| ☐ Onderdeel VII | Overige gebreken |
| ☐ Onderdeel VIII | Overige opmerkingen |

De bevoegde ambtenaar:
M.C. van der Wel

¹ Gedefinieerd volgens International Patent Classification (IPC).

Onderdeel I Basis van de schriftelijke opinie

Deze schriftelijke opinie is opgesteld op basis van de meest recente conclusies ingediend voor aanvang van het onderzoek.

Onderdeel V Gemotiveerde verklaring ten aanzien van nieuwheid, inventiviteit en industriële toepasbaarheid

1. Verklaring

Nieuwheid	Ja:	Conclusies	3, 7-9, 10
	Nee:	Conclusies	1, 2, 4-6
Inventiviteit	Ja:	Conclusies	3, 9, 10
	Nee:	Conclusies	1, 2, 4-8
Industriële toepasbaarheid	Ja:	Conclusies	1-10
	Nee:	Conclusies	

2. Literatuur en toelichting

D1: WO 01/12382 A (CHROMALLOY GAS TURBINE CORP) 22 februari 2001

D2: US 2005/0235492 A (ARNESS BRIAN P et al.) 27 oktober 2005

D3: EP 1319802 A (GEN ELECTRIC) 18 juni 2003

Uit D1 is een werkwijze bekend voor het repareren (letterlijk 'repair' ook wel 'upgrade' of 'refurbish' genoemd (zie D1: pagina 8, regel 11)) van een turbinestraalpijpsegment 'vane (2)' bestaande uit een band met flens 'platforms (4, 6)' en een aantal schoepen 'airfoils (8, 10)' omvattende:

- het repareren van een beschadigd oppervlak van het turbinestraalpijpsegment, 'to repair any remaining cracks in the platforms' (D1: pagina 11, regel 2-3).
- het boren van een veelheid koelgaten in de flens, 'Once sealed and laser clad, cooling holes 38 are then restored to platforms 4 and 6. Cooling hole restoration can be accomplished using laser drilling', (D1: pagina 14, regel 25 t/m pagina 15, regel 1 en conclusie 10).

Alle maatregelen uit conclusie 1 zijn bekend uit D1, zodat conclusie 1 niet nieuw wordt geacht.

De conclusies 2, 3, 9 en 10 beschrijven verdere uitwerkingen van het boren van een veelheid aan koelgaten in de flens. In essentie hebben deze maatregelen slechts tot doel het (optimaal) koelen van 'aft end (150)' uit figuur 3 van de aanvraag (aanvraag: pagina 5, regel 9-11).

De formulering van conclusie 2 "*waarbij de koelgaten zodanig worden gericht dat deze een achtereinde van een niet-stromingswegzijde van de band beïnvloeden*" is dermate vaag en ruim, dat aannemelijk is dat ook de uit D1 bekende koelgaten (38) een zodanige richting hebben (zie D1, bijvoorbeeld figuur 3). Conclusie 2 wordt eveneens niet nieuw geacht.

Het wezenlijke van de aanvraag is eerst in conclusie 3 verwoord, namelijk dat de koelgaten zodanig worden gericht, dat de as van de koelgaten (144) is aangebracht onder een "samengestelde hoek", dat wil zeggen aangebracht onder zowel een scherpe hoek β als een scherpe hoek α (zoals in de beschrijving gedefinieerd op blz. 5, regels 17-23). Een (aldus gepreciseerde) werkwijze volgens conclusie 3 is niet gevonden in de stand der techniek en kan daaruit ook niet worden afgeleid. Conclusie 3 wordt daarom nieuw en inventief geacht.

Bij een nieuw te dirigeren hoofdconclusie zouden de conclusies 9 en 10 verdere nuttige uitwerkingen van deze hoofdconclusie kunnen zijn. Deze worden dan tevens nieuw en inventief geacht.

De conclusies 4 t/m 8 beschrijven verdere uitwerkingen van de werkwijze voor het repareren van het oppervlak van een beschadigd turbinestralpijpssegment. De technische maatregelen uit deze conclusies behoren tot de stand van de techniek en zijn o.a. bekend uit D1 en D2. Deze worden niet nieuw dan wel niet inventief geacht.

- Conclusie 4 is bekend uit D1: 'Platforms 4 and 6 are then processed through a vacuum cleaning cycle which is used to prepare most types of turbine vanes for brazing operations', (D1: pagina 11, regel 26 t/m pagina 12, regel 1)
 - Conclusie 5 is tevens bekend uit D1: 'A vane being retrofitted is first subjected to treatment to strip existing coatings from the vane. Methods for stripping these coatings are known', (D1: Pagina 9, regel 17 t/m 27).
 - Conclusie 6 is eveneens bekend uit D1: 'Prior to airfoil replacement, vane (2) is measured in detail to ensure that the completed vane has substantially the same dimensions as the original'. (D1: Pagina 9, regel 9 t/m 11). Waarbij meten valt binnen de verzameling van inspectiemogelijkheden, en het meten uit D1 tot doel heeft om het gebruikte turbinestralpijpssegment te vergelijken met een oorspronkelijk (niet gebruikt) turbinestralpijpssegment.
 - Conclusie 7 is bekend uit D2: 'To repair the damaged airfoil the airfoils are cut along both the pressure and suction sides a predetermined distance from the trailing edge and are also cut along the juncture of the trailing edge region being removed and the inner and outer platforms 14 and 16, respectively ' (D2: [alineea 22]) en 'coupon 30 is disposed between the inner and outer platforms and the pressure and suction side edges are welded to the pressure and suction side edges of the remaining portion of the airfoil to form a repaired airfoil having the same aerodynamic configuration as the original airfoil' (D2: [alineea 23]).
- Een gemiddelde vakman gesteld voor het probleem om een deel van een turbinestralpijpssegment te repareren dat niet meer kan worden opgevuld d.m.v. 'brazing' zal zich wenden tot de techniek zoals beschreven in D2, waarbij een beschadigd deel (schoepen, band of flens) wordt afgesneden en compleet wordt vervangen. Conclusie 7 wordt daarom niet inventief geacht.
- Conclusie 8 is bekend uit D1: 'Final machining and coating of vane 2 is performed to finish proper gaspath surfacing and other critical surfaces including the mate faces on each platform' (D1: pagina 16, regel 8 t/m 10). Een gemiddelde vakman zal begrijpen dat het bekleden betreft het aanbrengen van een thermische-barriere-bekleding. Conclusie 8 wordt tevens niet inventief geacht.

AANHANGSEL BEHORENDE BIJ HET RAPPORT BETREFFENDE HET ONDERZOEK NAAR DE STAND VAN DE TECHNIEK, UITGEVOERD IN OCTROOIAANVRAGE NR. 2002340

Het aanhangsel bevat een opgave van elders gepubliceerde octrooiaanvragen of octrooien (zogenaamde leden van dezelfde octroofamilie), die overeenkomen met octrooigeschriften genoemd in het rapport.

De opgave is samengesteld aan de hand van gegevens uit het computerbestand van het Europees Octrooibureau per 28 mei 2009.

De juistheid en volledigheid van deze opgave wordt noch door het Europees Octrooibureau, noch door Octroicentrum Nederland gegarandeerd; de gegevens worden verstrekt voor informatiedoeleinden.

In het rapport genoemd octrooi- geschrift		datum van publicatie	overeenkomend(e) geschrift(en)	datum van publicatie
WO0112382	A	2001-02-22		
			US6173491 B	2001-01-16
			CA2383404 AC	2001-02-22
			AU6517200 A	2001-03-13
			EP1212167 AB	2002-06-12
			JP2003507614T T	2003-02-25
			MXPA02001456 A	2003-07-21
			AT265287T T	2004-05-15
			DE60010288T T	2005-05-04
US2005235492	A	2005-10-27		
			FR2869250 AB	2005-10-28
			GB2413599 AB	2005-11-02
			JP2005307983 A	2005-11-04
			CN1721660 A	2006-01-18
			US2007172351 A	2007-07-26
			US2007184182 A	2007-08-09
EP1319802	A	2003-06-18		
			CA2413154 A	2003-06-11
			US2003106215 A	2003-06-12
			JP2003201861 A	2003-07-18
			SG103897 A	2004-05-26
			BR0205167 A	2004-06-29

Algemene informatie over dit aanhangsel is gepubliceerd in de 'Official Journal' van het Europees Octrooibureau nr 12/82 blz 448 ev