



República Federativa do Brasil
Ministério do Desenvolvimento, Indústria
e do Comércio Exterior
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(21) BR 102012024629-5 A2



* B R 1 0 2 0 1 2 0 2 4 6 2 9 A

(22) Data do Depósito: 27/09/2012

(43) Data da Publicação: 06/10/2015
(RPI 2335)

(54) Título: SISTEMA DE COMBUSTÃO E ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO

(51) Int. Cl.: F23R 3/00; F23R 3/60

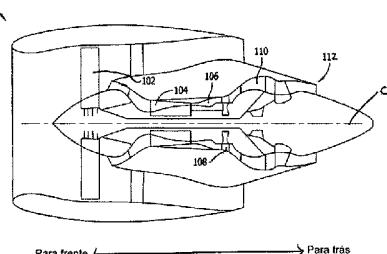
(30) Prioridade Unionista: 30/09/2011 US
13/249,868

(73) Titular(es): GENERAL ELECTRIC COMPANY

(72) Inventor(es): DAVID BRUCE PATTERSON, CRAIG DOUGLAS YOUNG, DANIEL DALE BROWN, DONALD LEE GARDNER, DONALD MICHAEL CORSMEIER, GLENN EDWARD WIEHE, JAMES EDWARD THOMPSON

(74) Procurador(es): ARTUR FRANCISCO SCHAAAL

(57) Resumo: SISTEMA DE COMBUSTÃO E ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO. Trata-se de um sistema de combustão (106) para um motor de turbina a gás (100) que é fornecido, O sistema de combustão inclui uma estrutura de revestimento interna (124), uma estrutura de revestimento externa (122) e uma armação de câmara de combustão (200) montada entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa de tal forma que a armação de câmara de combustão é acoplada à estrutura de revestimento interna e à estrutura de revestimento externa.



“SISTEMA DE COMBUSTÃO E ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO”

ANTECEDENTES DA INVENÇÃO

O campo desta revelação refere-se, em geral, a sistemas de combustão e, mais particularmente, a um sistema de combustão de motor de 5 turbina a gás e um método para montagem do mesmo.

Muitos motores de turbina a gás conhecidos incluem um sistema de combustão para misturar combustível com ar comprimido e inflamar a mistura para produzir gases de combustão. Os gases de combustão são direcionados para o interior de um sistema de turbina para acionar uma turbina 10 em rotação, assim, acionando um ventilador, um compressor, e/ou um gerador rotativamente acoplado à turbina. Em alguns motores de turbina a gás (por exemplo, motores de turbina a gás de propulsão em uma aeronave), os gases de combustão escapados do sistema de turbina para o ar ambiente, fornecendo, assim, impulso para a aeronave. Em alguns outros motores de 15 turbina a gás (por exemplo, motores de turbina a gás em uma usina de energia de ciclo combinado), os gases de combustão são direcionados do sistema de turbina para o interior de um gerador de vapor de recuperação de calor para utilização na produção de vapor.

A maioria dos sistemas de combustão mais conhecidos é submetida 20 a significantes gradientes de temperatura e pressão associados ao processo de combustão. Esses gradientes de temperatura e pressão podem ser uma fonte de tensão sobre o sistema de combustão. Como tal, os mesmos seriam úteis para fornecer um sistema de combustão que facilita o funcionamento eficiente do motor de turbina a gás, enquanto resistem melhor aos os gradientes de temperatura e 25 pressão associados ao processo de combustão.

BREVE DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

Em um aspecto, um método para montagem de um sistema de combustão para um motor de turbina a gás é fornecido. O método inclui

fornecer uma armação de câmara de combustão, uma estrutura de revestimento interna e uma estrutura de revestimento externa. O método também inclui montar a armação de câmara de combustão entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa de tal forma que a 5 armação de câmara de combustão seja acoplada à estrutura de revestimento interna e à estrutura de revestimento externa.

Em outro aspecto, um sistema de combustão para um motor de turbina a gás é fornecido. O sistema de combustão inclui uma estrutura de revestimento interna e uma estrutura de revestimento externa. O sistema de 10 combustão adicionalmente inclui uma armação de câmara de combustão montada entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa de tal forma que a armação de câmara de combustão seja acoplada à estrutura de revestimento interna e à estrutura de revestimento externa.

15 Em outro aspecto, uma armação de câmara de combustão para um sistema de combustão de motor de turbina a gás que tem uma estrutura de revestimento interna e uma estrutura de revestimento externa é fornecida. A armação de câmara de combustão inclui um segmento de armação interno, um segmento de armação externo e um segmento de armação intermediário que 20 se estende do segmento de armação interno até o segmento de armação externo. A armação de câmara de combustão é configurada para ser montada entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa de tal forma que o segmento de armação interno seja acoplado à estrutura de revestimento interna e de tal forma que o segmento de armação externo seja 25 acoplado à estrutura de revestimento externa.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

A Figura 1 é uma ilustração esquemática de um motor de turbina a gás exemplificativo;

A Figura 2 é uma vista em perspectiva de avanço de uma armação de câmara de combustão para utilização no motor de turbina a gás mostrado na Figura 1;

5 A Figura 3 é uma porção ampliada da vista em perspectiva de avanço da armação de câmara de combustão mostrada na Figura 2;

A Figura 4 é uma vista em perspectiva posterior da armação de câmara de combustão mostrada na Figura 2;

A Figura 5 é uma porção ampliada da vista em perspectiva posterior da armação de câmara de combustão mostrada na Figura 4;

10 A Figura 6 é uma vista de avanço da armação de câmara de combustão mostrada na Figura 2;

A Figura 7 é uma vista em corte da armação de câmara de combustão mostrada na Figura 6 tomada ao longo da linha 7-7;

15 A Figura 8 é uma ilustração em corte esquemática de um sistema de combustão do motor de turbina a gás mostrado na Figura 1 que tem a armação de câmara de combustão mostrada nas Figuras 2-7 tomadas ao longo da linha 8-8 da Figura 6;

A Figura 9 é uma porção ampliada da ilustração em corte esquemática mostrada na Figura 8; e

20 A Figura 10 é outra ilustração em corte esquemática do sistema de combustão do motor de turbina a gás mostrado na Figura 1 que tem a armação de câmara de combustão mostrada nas Figuras 2-7 tomadas ao longo da linha 10-10 da Figura 6.

DESCRÍÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

25 A seguinte descrição detalhada estabelece um sistema de combustão e um método para montagem do mesmo a título de exemplo e não por limitação. A descrição deveria claramente permitir que um indivíduo com habilidade comuns na técnica fizesse e utilizasse o sistema de combustão e a

descrição estabelece diversas realizações, adaptações, variações, alternativas, e utilizações do sistema de combustão, que incluem o que atualmente acredita-se ser o melhor modo da mesma. O sistema de combustão é descrito neste documento como sendo aplicado a uma realização preferencial, a saber, um motor de turbina a gás. Contudo, contempla-se que o sistema de combustão é o método para montagem do mesmo têm aplicações gerais em uma ampla faixa de sistemas e/ou uma variedade de outras aplicações comerciais, industriais, e/ou de consumo.

A Figura 1 é uma ilustração esquemática de um motor de turbina a gás exemplificativo 100 que inclui um sistema de ventilador 102, um sistema de compressor 104, um sistema de combustão 106, um sistema de turbina de alta pressão 108 e um sistema de turbina de baixa pressão 110 que são alinhados ao longo de um eixo geométrico de linha central C. Durante o funcionamento, o ar flui através do sistema de ventilador 102 e é suprido ao sistema de compressor 104. O ar comprimido é liberado para o sistema de combustão 106, no qual o mesmo é misturado com combustível e inflamado para produzir gases de combustão. Os gases de combustão fluem do sistema de combustão 106 através dos sistemas de turbina 108, 110 e saem do motor de turbina a gás 100 através de um sistema de exaustão 112. Em outras realizações, o motor de turbina a gás 100 pode incluir qualquer número adequado de sistemas de ventilador, sistemas de compressor, e/ou sistemas de turbina dispostos em qualquer maneira adequada.

As Figuras 2 a 6 são vistas em perspectiva de uma armação de câmara de combustão 200 do sistema de combustão 106 e as Figuras 7 são vistas em corte da armação de câmara de combustão 200 tomadas ao longo da linha 7-7 da Figura 6. Conforme utilizado nas Figuras 2 a 7, referências à armação de câmara de combustão 200 em termos de orientação no interior do motor de turbina a gás 100 (por exemplo, referência tais como "componente X

da armação de câmara de combustão 200 se estende ‘axialmente para frente’ ou ‘axialmente para trás’ do componente Y da armação de câmara de combustão 200”) destinam-se a significar que armação de câmara de combustão 200 é configurada para ser orientada em tal maneira que quando a 5 armação de câmara de combustão 200 seja montada no interior do motor de turbina a gás 100 conforme descrito neste documento e tais referências para orientação não se destinam a limitar o escopo desta revelação a somente essas armações de câmara de combustão 200 que são efetivamente montadas no interior do motor de turbina a gás 100. Em vez disso, esta revelação se 10 destina a aplicar-se a armações de câmara de combustão 200 em geral, caso montadas no interior de um motor de turbina a gás ou não.

A armação de câmara de combustão 200 é anular em torno do eixo geométrico C de tal forma que a armação de câmara de combustão tem um raio R. A armação de câmara de combustão 200 inclui um segmento de 15 armação interno 202, um segmento de armação externo 204 e um segmento de armação intermediário 206 que se estende do segmento de armação interno 202 até o segmento de armação externo 204. Na realização exemplificativa, o segmento de armação interno 202, o segmento de armação externo 204 e o segmento de armação intermediário 206 são formados integralmente juntos do 20 mesmo material. Em algumas realizações, o segmento de armação interno 202, o segmento de armação externo 204 e/ou segmento de armação intermediário 206 podem ser formados um separado do outro, e acoplados, utilizando qualquer processo de acoplamento adequado (por exemplo, um processo de soldagem). Em outras realizações, o segmento de armação 25 interno 202, o segmento de armação externo 204 e/ou segmento de armação intermediário 206 podem ser formados de diferentes materiais.

O segmento de armação interno 202 inclui um flange interno 208, um espaço cheio 210 e uma pluralidade de articulações 212. O flange interno

208, o espaço cheio 210 e as articulações 212 são formados integralmente juntos. O flange interno 208 se estende radialmente para o interior a partir do espaço cheio 210 e inclui uma pluralidade de orifícios de parafuso para flange espaçados de modo circunferencial 214. O espaço cheio 210 se estende 5 axialmente para frente a partir do flange interno 208 e inclui um par de adaptadores de válvula estendidos radialmente, diametralmente opostos 216, juntamente com quatro fendas de saída voltadas para trás igualmente espaçadas 218. As articulações 212 são de modo circunferencial espaçadas separadas uma das outras e estendem-se a partir do espaço cheio 210 até o 10 segmento de armação intermediário 206 para definir uma pluralidade de aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro interno 220. Na realização exemplificativa, as aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro interno 220 possuem, em geral, formato retangular. Em outras realizações, as aberturas de 15 entrada de fluxo resfriador de forro interno 220 podem possuir qualquer formato adequado que facilite permitir que a armação de câmara de combustão 200 funcione conforme descrito neste documento. De modo adequado, o segmento de armação interno 202 pode possuir qualquer número e tamanho de orifícios de parafuso de flange interno 214, adaptadores de válvula 216, fendas de saída 218 e/ou aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro interno 220 a 20 fim de se adequar às propriedades aerodinâmicas e/ou termodinâmicas desejadas do motor de turbina a gás associado ou outro sistema no interior do qual a armação de câmara de combustão 200 deve ser montada.

O segmento de armação intermediária 206 inclui uma cobertura interna arqueada 222, uma estrutura de domo 224 e uma cobertura externa 25 arqueada 226 que são formadas integralmente juntas. A cobertura interna 222 é anular e é disposta entre as articulações 212 de segmento de armação interno 202 e a estrutura de domo 224, e a cobertura externa 226 é anular e é disposta entre o segmento de armação externo 204 e a estrutura de domo 224

de tal forma que estrutura de domo 224 se estende a partir da cobertura interna 222 até a cobertura externa 226. Uma superfície curvada para frente 223 da cobertura interna 222 define a porção de trás do perímetro de cada abertura de entrada de fluxo resfriador de forro interno 220 para facilitar um fluxo de ar mais suave (isto é, menos restrito) através da mesma. A estrutura de domo 224 inclui um aro interno 228, um aro externo 230 e uma manta 232 que se estende a partir do aro interno 228 até aro externo 230. O aro interno 228 tem uma aba interna 270 e uma pluralidade de orifícios de parafuso de forro interno espaçados de modo circunferencial 234 e o aro externo 230 têm uma aba externa 272 e uma pluralidade de orifícios de parafuso de forro externo espaçados de modo circunferencial 236.

A manta 232 define uma pluralidade de ilhós orientados axialmente, de modo substancial, dispostos de modo circunferencial 238. Em algumas realizações, o aro interno 228 pode possuir também uma pluralidade de guias que se estendem radialmente para fora espaçadas de modo circunferencial, 240 dispostas entre cobertura interna 222 e orifícios de parafuso de forro interno 234 de tal forma que uma guia 240 é associada a, e disposta abaixo de cada ilhó 238. Na realização exemplificativa, uma pluralidade de defletores 242 é acoplada à (por exemplo, soldados) manta 232 de tal forma que cada defletor 242 circunscreve um respectivo ilhó 238 para facilitar coletivamente a proteção de uma face posterior 244 da manta 232 do aquecimento associado ao processo de combustão, as descrito em mais detalhes abaixo. Em outras realizações, os defletores 242 podem ser integralmente formados como uma unidade de defletor anular única que é acoplada à manta 232. De modo adequado, o segmento de armação intermediário 206 pode possuir qualquer número e tamanho de orifícios de parafuso de forro interno 234, orifícios de parafuso de forro externo 236 e/ou ilhós 238 a fim de se adequar às propriedades aerodinâmicas e/ou

termodinâmicas desejáveis do motor de turbina a gás associado ou outro sistema no interior do qual a armação de câmara de combustão 200 deve ser montada.

O segmento de armação exterior 204 inclui uma pluralidade de suportes espaçados de modo circunferencial 246 que são formados integralmente com, e estendem-se axialmente para frente da cobertura externa 226 do segmento de armação intermediário 206. Na realização exemplificativa, os suportes 246 são dispostos em um grupo 248 de nove suportes 246 e outro grupo 249 de oito suportes 246, com espaços 250 entre grupos 248, 249 sendo maiores que os espaços 252 entre os suportes individuais 246 no interior de cada grupo 248, 249. Cada espaço 250 é de modo circunferencial alinhado com um adaptador de válvula 216 para facilitar fornecer folga para os tubos de resfriamento 162 (Figura 10), conforme descrito em mais detalhes abaixo. Em outras realizações, os suportes 246 podem ser dispostos em qualquer número adequado de grupos que tenham qualquer número adequado de suportes 246 em cada grupo. Alternativamente, os suportes 246 podem ser igualmente espaçados em torno da circunferência da armação de câmara de combustão 200 (isto é, o segmento de armação externo 204 pode não possuir suportes 246 dispostos em grupos).

Cada suporte 246 inclui um par de braços obliquamente orientados 256 que são unidos em um espaçador 258 que define um orifício de parafuso de suporte 260. Em algumas realizações, um dispositivo de fixação pode ser acoplado ao espaçador 258 ao redor do orifício de parafuso de suporte 260 (por exemplo, na realização exemplificativa, uma porca do tipo basket 262 é rebitada para o espaçador 258 em torno do orifício de parafuso de suporte 260 para facilitar fornecer maior tolerância quando se monta a armação de câmara de combustão 200 conforme descrito mais detalhadamente abaixo e uma superfície radialmente interior 264 do espaçador 258 pode, portanto,

possuir um contorno que é planar, em vez de arqueado, para facilitar o assentamento da porca do tipo basket 262 contra o espaçador 258). Em outras realizações, um dispositivo de fixação pode não ser acoplado ao espaçador 258.

5 Na realização exemplificativa, cada suporte 246 tem um espaçamento entre os braços 256 que é maior na cobertura externa 226 do que no espaçador 258 para definir uma abertura de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U 266. Como tal, cada espaço 252 entre suportes adjacentes 246 é uma abertura de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U invertido 268. Dessa forma, cada grupo 248, 249 de suportes 246 tem aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U 266 que são mescladas com aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U invertido 268. Uma superfície 10 curvada para frente 225 da cobertura externa 226 define a porção axialmente para trás do perímetro de cada abertura de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U 266 e cada abertura de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U invertido 268 para facilitar o fluxo de ar mais suave (isto é, menos restrito) através da 15 mesma. Em algumas realizações, os suportes 246 podem ter uma espessura na direção radial que varia na direção axial facilitar o flexionamento induzido por gradientes térmicos sobre armação de câmara de combustão 200 durante o funcionamento (isto é, cada suporte 246 pode ser mais espesso próximo ao espaçador 258 e/ou próximo à cobertura externa 226 do que em área(s) entre 20 os mesmos para facilitar permitir que os suportes 246 sejam flexionados durante a fadiga de alto ciclo (HCF) ou a fadiga de baixo ciclo (LCF) do motor de turbina a gás 100). Alternativamente, o segmento de armação externo 204 pode ter qualquer número e tamanho adequado de suportes 246 configurados

e espaçados em qualquer maneira adequada para adequar-se às propriedades aerodinâmicas e/ou termodinâmicas desejáveis do motor de turbina a gás associado ou outro sistema no interior do qual a armação de câmara de combustão 200 deve ser montada.

5 As Figuras 8 e 9 são ilustrações em corte esquemática do sistema de combustão 106 do motor de turbina a gás 100 que tem armação de câmara de combustão 200, tomadas ao longo da linha 8-8 da Figura 6. Na realização exemplificativa, o sistema de combustão 106 inclui um invólucro de combustor 114 e um suporte de bocal interno para frente (FINS) 116 acoplado entre um
10 módulo de combustor/difusor/bocal (CDN) 118 e um invólucro de turbina de alta pressão (HPT) 120 para definir uma estrutura de revestimento externa 122 e uma estrutura de revestimento interna 124 do sistema de combustão 106. A estrutura de revestimento externo 122 e a estrutura de revestimento interna 124 definem um trajeto de fluxo 300 para o ar comprimido 10 descarregado do
15 sistema de compressor 104.

O sistema de combustão 106 adicionalmente inclui uma câmara de combustão 302 e uma pluralidade de montagens de combustor espaçadas de modo circunferencial 126 sendo que cada uma tem um bocal de combustível 128, um inflamador 130 e um misturador 132. A câmara de
20 combustão 302 tem um limite de avanço definido pelo menos em parte pela armação de câmara de combustão 200 e limites radiais definidos pelo menos em parte por um forro interno 134 e um forro externo 136 acoplado a, e que se estende para trás a partir da armação de câmara de combustão 200. A armação da câmara de combustão 200 é acoplada à estrutura de revestimento
25 interna 124 através do flange interno 208 (isto é, flange interno 208 é parafusado entre o FINS 116 e o CDN 118 através de uma pluralidade de parafusos 138 inseridos através os orifícios de parafuso de flange interno 214). A armação de câmara de combustão 200 é também acoplada à estrutura de

revestimento externa 122 através dos suportes 246 (isto é, os suportes 246 são parafusados ao combustor case 114 através de uma pluralidade de parafusos 140 inseridos através dos orifícios de parafuso de suporte 260 de tal forma que espaçador 258 é fixado contra a estrutura de revestimento externa 122).

- 5 O forro interno 134 é parafusado ao aro interno 228 da armação de câmara de combustão 200 através de uma pluralidade de parafusos 142 inseridos através dos orifícios de parafuso de forro interno 234 de tal forma que uma extremidade para frente 144 do forro interno 134 encontra-se ao lado da aba interna 270 do aro interno 228 para propósitos de alinhamento.
- 10 Similarmente, o forro externo 136 é parafusado ao aro externo 230 da armação de câmara de combustão 200 através de uma pluralidade de parafusos 146 inseridos através dos orifícios de parafuso de forro externo 236 de tal forma que uma extremidade para frente 148 do forro externo 136 encontra-se ao lado da externa 272 do aro externo 230 para propósitos de alinhamento.
- 15 Adicionalmente, uma extremidade posterior 150 do forro interno 134 é, de maneira flutuante, assentada contra ou próxima a uma mola de lâmina interna 152 que é acoplada a um bocal de turbina 154 do sistema de turbina de alta pressão 108 e uma extremidade posterior 156 do forro externo 136 é de maneira flutuante, assentada contra ou próxima a uma mola de lâmina externa 158 que é também acoplada ao bocal da turbina 154 do sistema de turbina de alta pressão 108. Nessa maneira, a armação de câmara de combustão 200 abrange o trajeto de fluxo 300 para direcionar uma primeira porção 12 de ar comprimido 10 no interior da câmara de combustão 302, uma segunda porção 14 de ar comprimido 10 no interior de um trajeto de fluxo resfriador de forro externo 304 definido entre combustor case 114 e forro externo 136 e uma terceira porção 16 de ar comprimido 10 no interior de um trajeto de fluxo resfriador de forro interno 306 definido entre o forro interno 134 e o FINS 116.
- 20
- 25

Em cada conjunto de combustor 126, o bocal de combustível 128

se estende através da estrutura de revestimento externa 122, através de uma abertura de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U invertido 268 e no interior de um ilhó 238. O misturador 132 é, de maneira flutuante, acoplado à manta 232 da armação de câmara de combustão 200 em torno do ilhó 238 para circunscrever o bocal de combustível 128 e cada guia 240 facilita sincronizar o misturador 132 em relação à armação de câmara de combustão 200 e/ou fornece uma parada limite para o deslocamento radial e/ou axial do misturador 132 em relação à armação de câmara de combustão 200 durante montagem e funcionamento. O inflamador 130 se estende através da estrutura de revestimento externo 122 e é acoplado ao forro externo 136 de tal forma que o inflamador 130 esteja em comunicação com a câmara de combustão 302.

Durante o funcionamento, a primeira porção 12 de ar comprimido 10 flui entre a cobertura interna 222 e a cobertura externa 226, através do misturador 132 e no interior da câmara de combustão 302. A segunda porção 14 de ar comprimido 10 flui no interior do trajeto de fluxo resfriador de forro externo 304 através das aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U 266, aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro externo substancialmente em formato de U invertido 268 e espaços maiores 250 entre os grupos 248, 249 de suportes 246. A terceira porção 16 de ar comprimido 10 flui no interior do trajeto de fluxo resfriador de forro interno 306 através das aberturas de entrada de fluxo resfriador de forro interno 220. Dessa maneira, o misturador 132 redemoinha a primeira porção 12 de ar comprimido 10, sendo que bocal de combustível 128 injeta combustível 25 no interior da primeira porção redemoinhada 12, e o inflamador 130 inflama a mistura para produzir gases de combustão quentes que fluem fora da câmara de combustão 302 e no interior do bocal de turbina 154. A segunda porção 14 e a terceira porção 16 de ar comprimido 10 facilitam resfriar forro externo 136 e

forro interno 134, respectivamente, durante o processo de combustão. Na realização exemplificativa, a cobertura interna 222 e a cobertura externa 226 são dimensionadas menores para facilitar o aumento da primeira porção 12 de ar comprimido 10 que flui no interior da câmara de combustão 302 e diminui as 5 segundas e terceiras porções 14, 16 de ar comprimido 10 que fluem no interior dos trajetos de fluxo resfriador de forro 304, 306, fornecendo, assim, menores emissões do motor de turbina a gás 100.

A Figura 10 é uma ilustração em corte esquemática do sistema de combustão 106 do motor de turbina a gás 100 que tem armação de câmara de 10 combustão 200 tomada ao longo da linha 10-10 da Figura 6. Na realização exemplificativa, o motor de turbina a gás 100 também inclui uma sistema de liberação de tubulação de resfriamento de turbina que tem uma pluralidade de 15 tubos de resfriamento 162 que se estendem radialmente para o interior a partir da estrutura de revestimento externa 122 através de espaços 250 entre os grupos 248, 249 de suportes 246. Os tubos de resfriamento 162 são acoplados aos adaptadores de válvula 216 do espaço cheio 210 de tal forma que tubos de resfriamento 162 canalizam um fluxo 18 de ar de resfriamento proveniente do sistema de ventilador 102 e/ou sistema de compressor 104 no interior do espaço cheio 210. O fluxo 18 é direcionado de modo circunferencial em torno 20 da armação de câmara de combustão 200 no interior do espaço cheio 210 e sai do espaço cheio 210 através das fendas de saída 218, fluindo em seguida no interior do sistema de turbina de alta pressão 108 e/ou sistema de turbina de baixa pressão 110 através de um duto de desvio 164 (Fig. 8) radialmente para dentro do trajeto de fluxo resfriador de forro interno 306.

25 Os métodos e sistemas descritos neste documento facilitam a montagem de uma armação de câmara de combustão em um maior avanço e região mais fria de um sistema de combustão de motor de turbina a gás, reduzindo, assim, as tensões operacionais transmitidas sobre a armação de

câmara de combustão e aumentar a vida útil da armação de câmara de combustão. Os métodos e sistemas descritos neste documento também facilitam o acoplamento de uma armação de câmara de combustão tanto às estruturas de revestimento interna quanto externa para suporte estrutural

5 melhorado da armação de câmara de combustão com aumento radial permitido dos forros da câmara de combustão durante o processo de combustão, assim, absorvendo melhor as tensões operacionais transmitidas sobre a armação de câmara de combustão enquanto aumenta a vida útil da armação de câmara de combustão. Os métodos e sistemas descritos neste documento adicionalmente

10 facilitam integrar a estrutura de domo com as coberturas, reduzindo, assim, os custos de fabricação e aumentando a eficiência operacional através da redução de dispersão de fluxo de ar através da junção na qual a estrutura de domo e as coberturas são acopladas aos forros da câmara de combustão.

Os métodos e sistemas descritos neste documento também

15 facilitam permitir a utilização de forros de câmara de combustão que não são configurados para sustentar estruturalmente o misturador, a estrutura de domo, e/ou as coberturas (por exemplo, os forros podem ser fabricados de um material composto de matriz cerâmica (CMC)). Os métodos e sistemas descritos neste documento também facilitam localizar a armação de câmara de

20 combustão mais próximo do bocal de combustível, o que fornece melhor controle sobre o deslocamento axial e radial do misturador, da estrutura de domo, e/ou das coberturas em relação ao bocal de combustível (por exemplo, facilita reduzir a rotação do misturador, da estrutura de domo, e/ou das coberturas em relação ao bocal de combustível), reduzindo, assim, as tensões

25 operacionais transmitidas sobre a armação de câmara de combustão e aumentando a vida útil da armação de câmara de combustão. Adicionalmente, os métodos e sistemas descritos neste documento facilitam sincronizar componentes do sistema de combustão durante a montagem (por exemplo,

sincronizar os inflamadores em relação ao forro externo), reduzindo assim, os custos de fabricação.

As realizações exemplificativas de um sistema de combustão e um método para montagem do mesmo são descritos detalhadamente acima.

- 5 Os métodos e sistemas não se limitam às realizações específicas descritas neste documento, mas, em vez disso, componentes dos métodos e sistemas podem ser utilizados independente e separadamente dos outros componentes descritos neste documento. Por exemplo, os métodos e sistemas descritos neste documento podem possuir outras aplicações industriais e/ou de consumo
10 e não se limitam somente a praticar com motores de turbina a gás conforme descrito neste documento. Em vez disso, a presente invenção pode ser implantada e utilizada em conexão com muitas outras indústrias.

Embora a invenção tenha sido descrita em termos de diversas realizações específicas, aqueles versados na técnica reconhecerão que a
15 invenção pode ser posta em prática com modificação dentro do espírito e escopo das reivindicações.

REIVINDICAÇÕES

1. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), para um motor de turbina a gás (100), sendo que o dito sistema de combustão compreende:
 - uma estrutura de revestimento interna (124);
 - 5 uma estrutura de revestimento externa (122); e
 - uma armação de câmara de combustão (200) montada entre a dita estrutura de revestimento interna e a dita estrutura de revestimento externa de tal forma que a dita armação de câmara de combustão é acoplada à dita estrutura de revestimento interna e à dita estrutura de revestimento externa.
- 10 2. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), de acordo com a reivindicação 1, que adicionalmente compreende:
 - um forro interno (134); e
 - um forro externo (136), em que os ditos forros interno e externo são acoplados à dita armação de câmara de combustão (200) de tal forma que
 - 15 os ditos forros interno e externo definem limites radiais de uma câmara de combustão (302) e de tal forma que a dita armação de câmara de combustão define um limite de avanço da câmara de combustão.
- 20 3. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), de acordo com a reivindicação 1, em que a dita armação de câmara de combustão (200) é uma armação de câmara de combustão anular.
4. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), de acordo com a reivindicação 3, em que a dita armação de câmara de combustão anular (200) compreende:
 - uma cobertura interna anular (222);
 - 25 uma cobertura externa anular (226); e
 - uma estrutura de domo anular (224) que se estende da dita cobertura interna até a dita cobertura externa, em que a dita cobertura interna, a dita cobertura externa e a dita estrutura de domo são formadas integralmente

juntas.

5. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), de acordo com a reivindicação 4, em que a dita estrutura de domo anular (224) compreende uma pluralidade de ilhós dispostos de modo circunferencial (238), sendo que cada 5 dito ilhó é dimensionado para receber um bocal de combustível (128).

6. SISTEMA DE COMBUSTÃO (106), de acordo com a reivindicação 5, que adicionalmente compreende um defletor (242) acoplado à dita estrutura de domo (224) de tal forma que o dito defletor circunscreve pelo menos um dos ditos ilhós (238).

10 7. ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO (200), para um sistema de combustão de motor de turbina a gás (106), que tem uma estrutura de revestimento interna (124) e uma estrutura de revestimento externa (122), sendo que a dita armação de câmara de combustão compreende:

um segmento de armação interno (202);

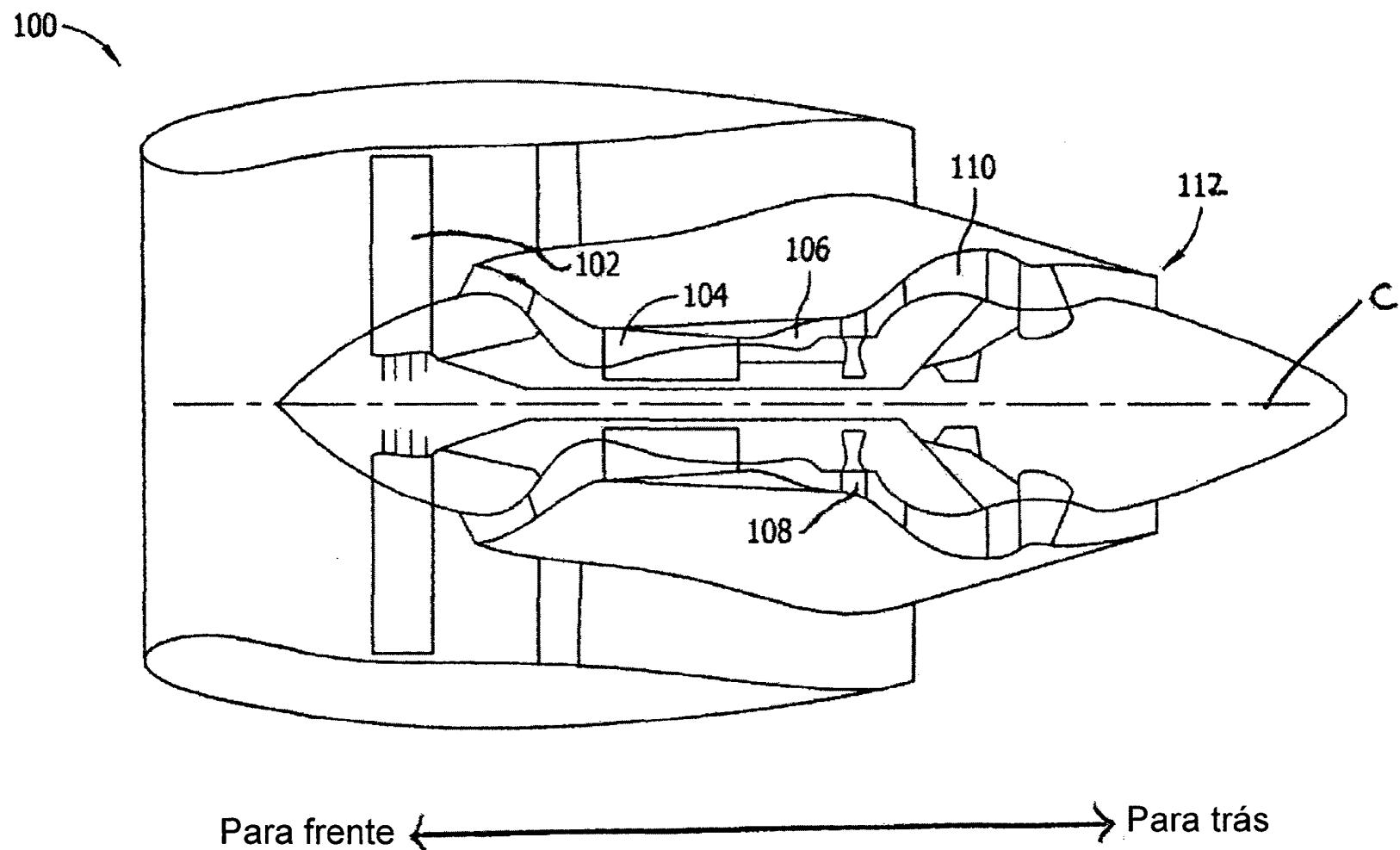
15 um segmento de armação externo (204); e

um segmento de armação intermediário (206) que se estende do dito segmento de armação interno até o dito segmento de armação externo, em que a dita armação de câmara de combustão é configurada para ser montada entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa 20 de tal forma que o dito segmento de armação interno é acoplado à estrutura de revestimento interno e de tal forma que o dito segmento de armação externo é acoplado à estrutura de revestimento externa.

8. ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO (200), de acordo com a reivindicação 7, em que a dita armação de câmara de combustão 25 é configurada para ser acoplada aos forros interno e externo (134, 136) de tal forma que os ditos forros interno e externo definem limites radiais de uma câmara de combustão (302) e de tal forma que a dita armação de câmara de combustão define um limite de avanço da câmara de combustão.

9. ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO (200), de acordo com a reivindicação 7, em que a dita armação de câmara de combustão é uma armação de câmara de combustão anular.

10. ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO (200), de
5 acordo com a reivindicação 15, em que o dito segmento de armação interno (202) compreende um flange interno anular (208).



Para frente

Para trás

Fig. 1

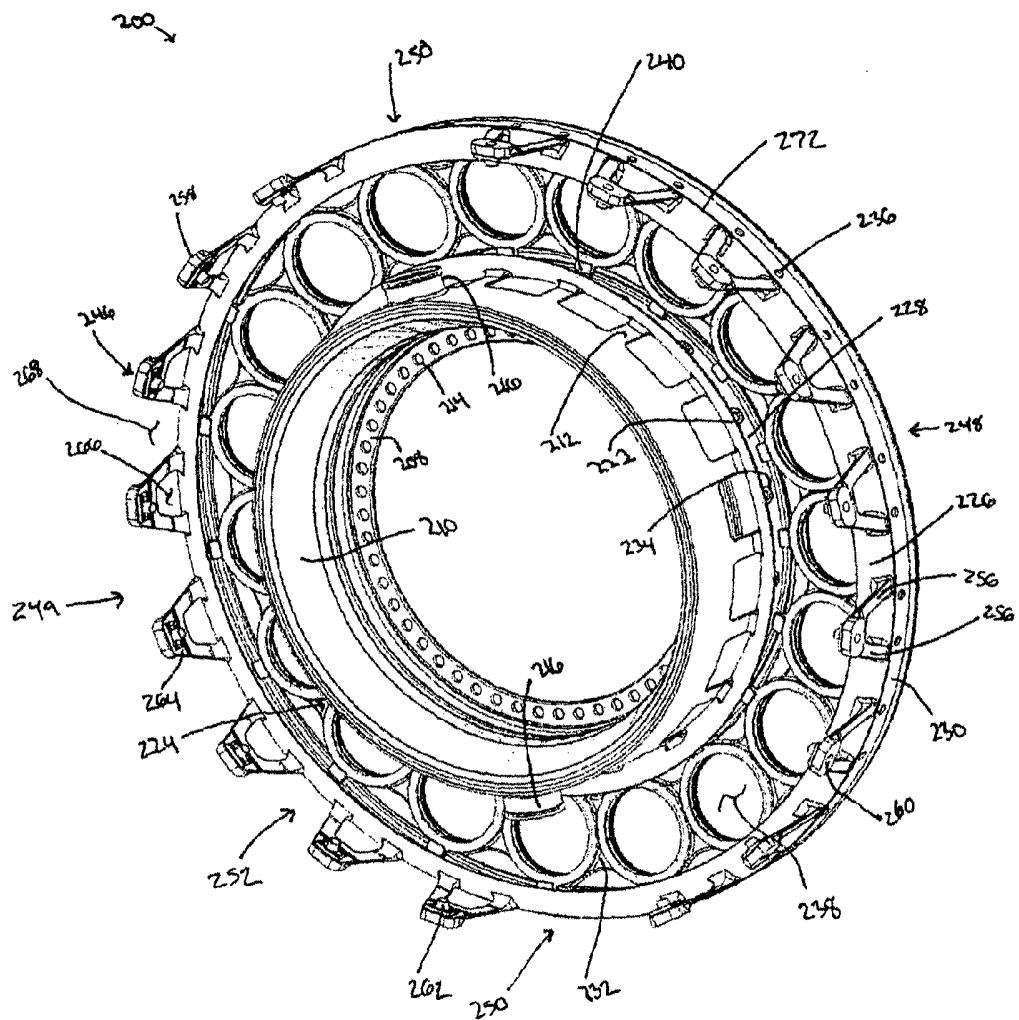


Fig. 2

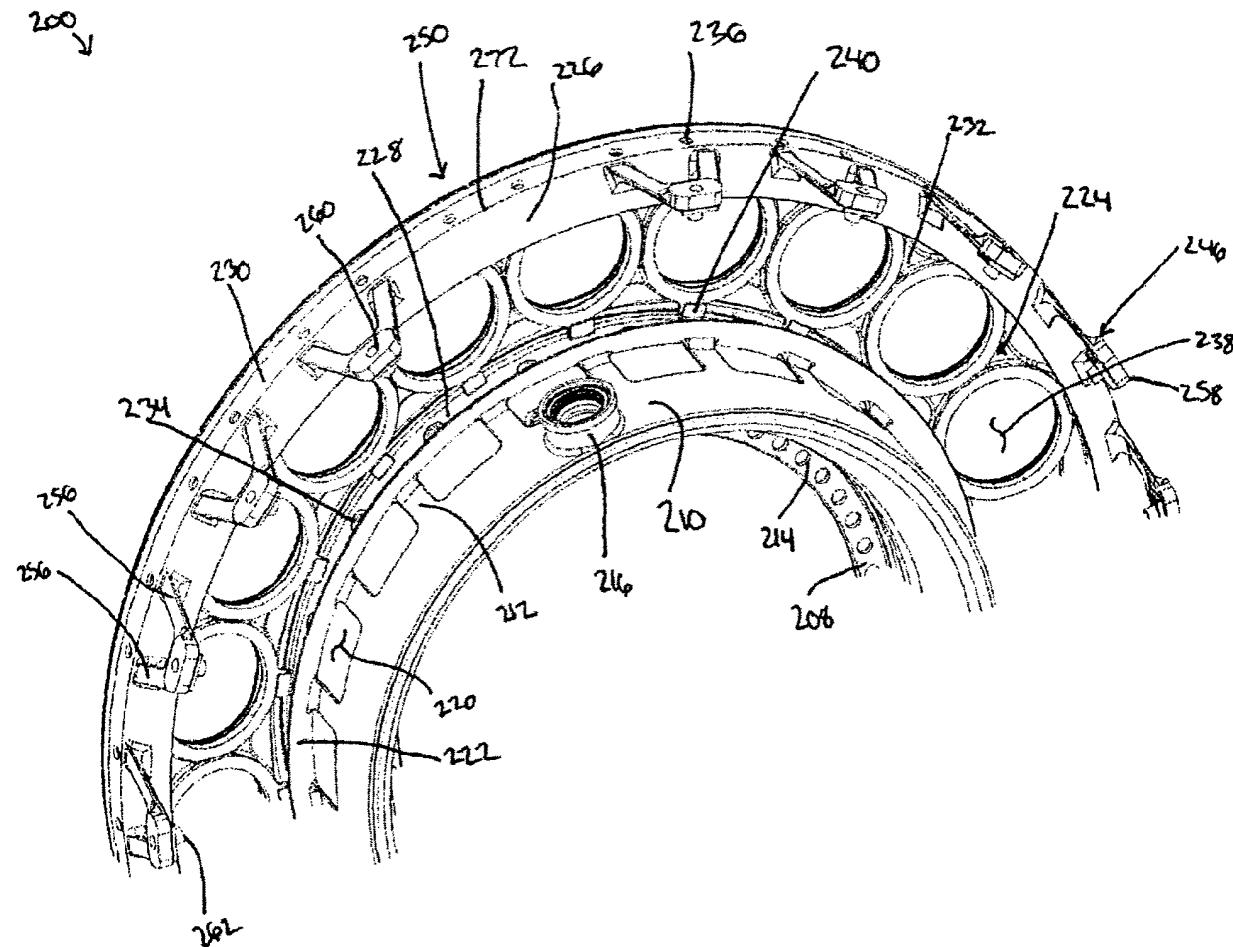


Fig. 3

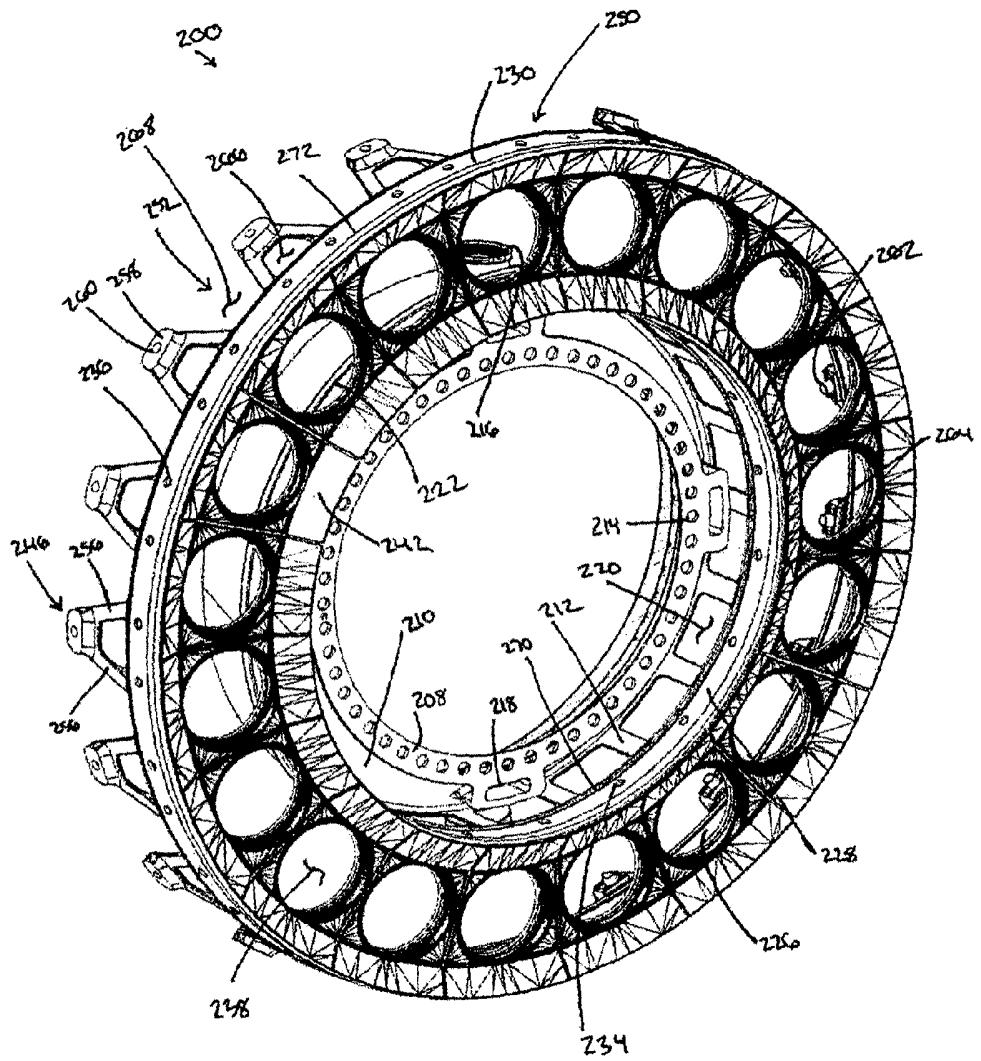


Fig. 4

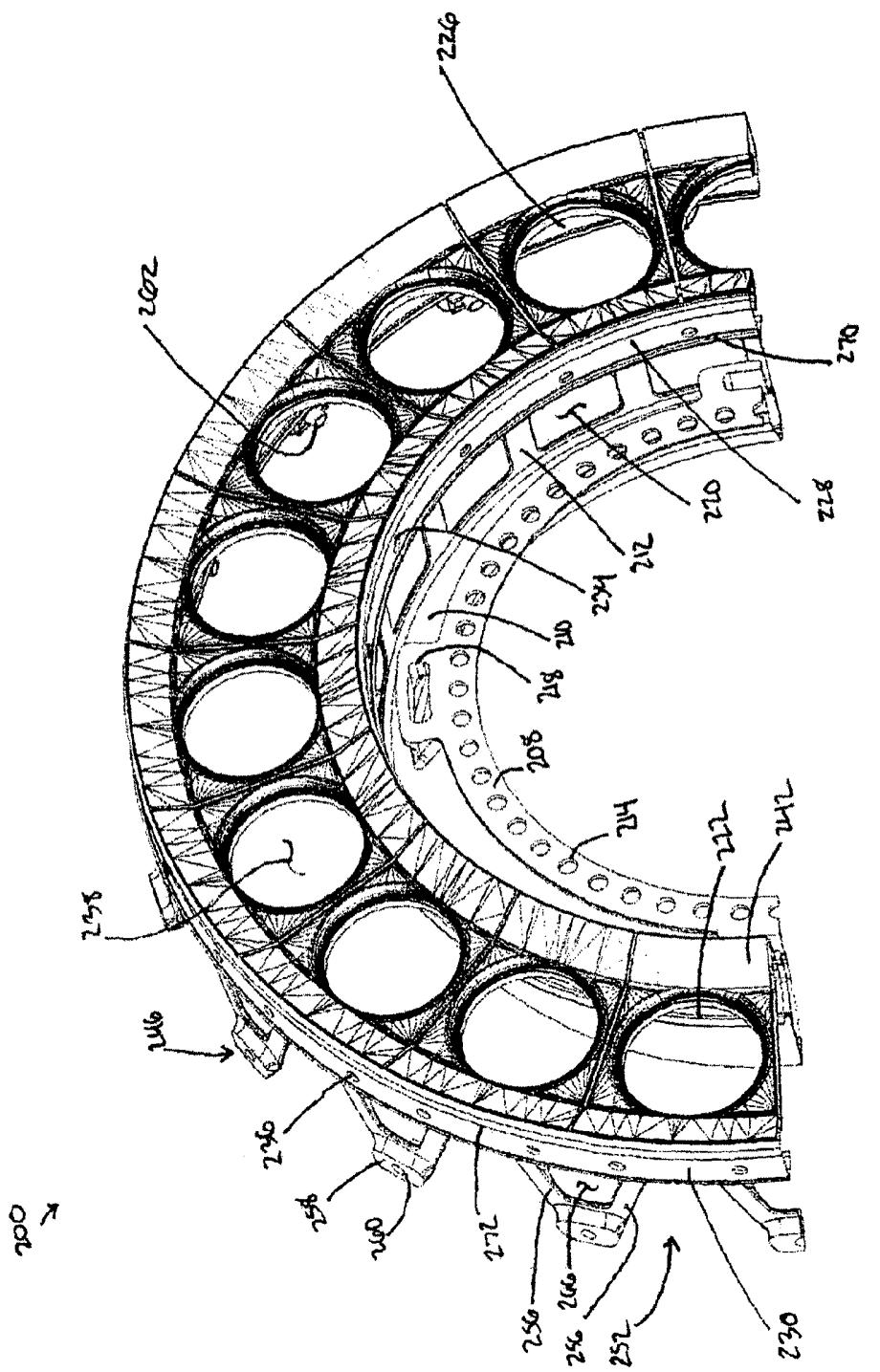


Fig. 5

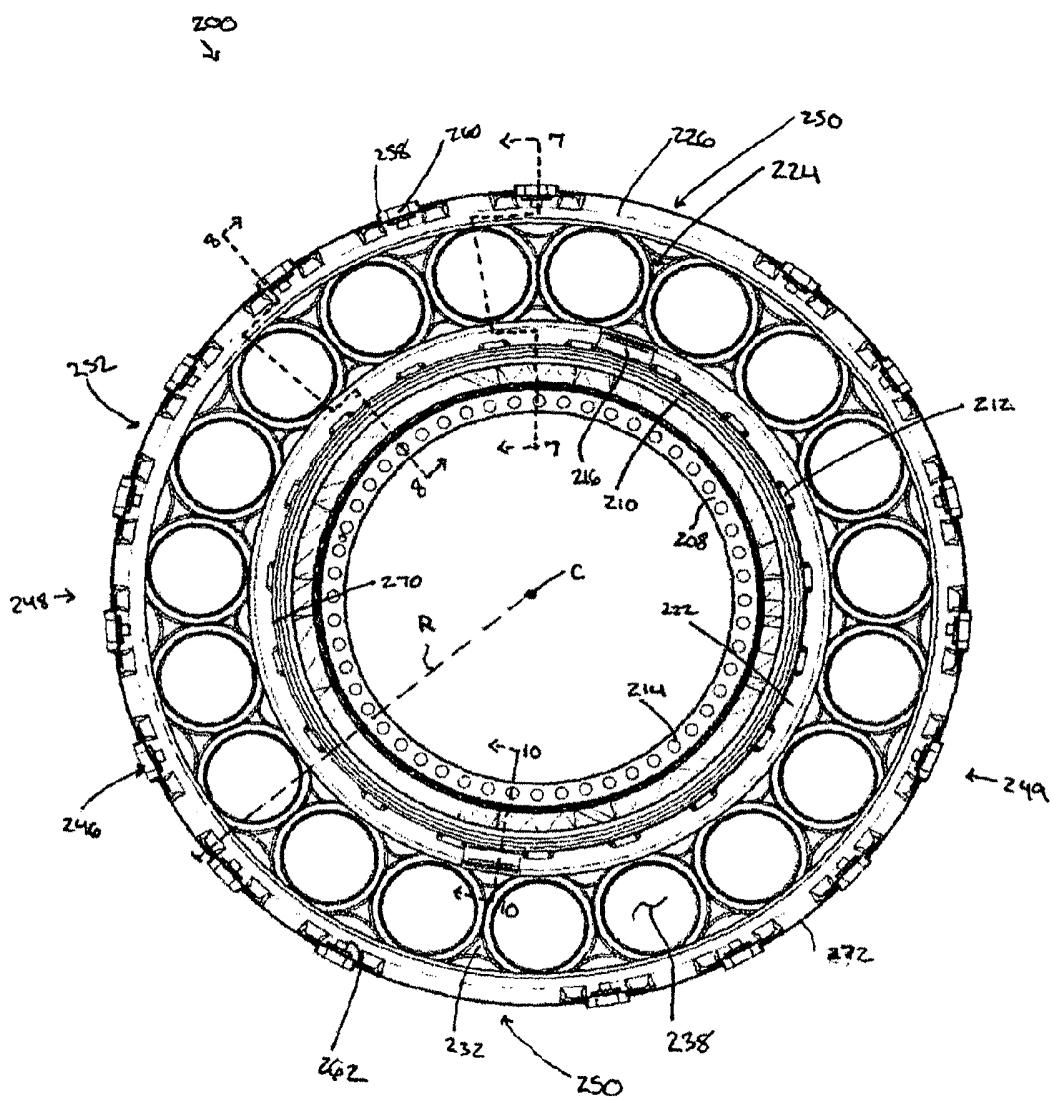


Fig. 6

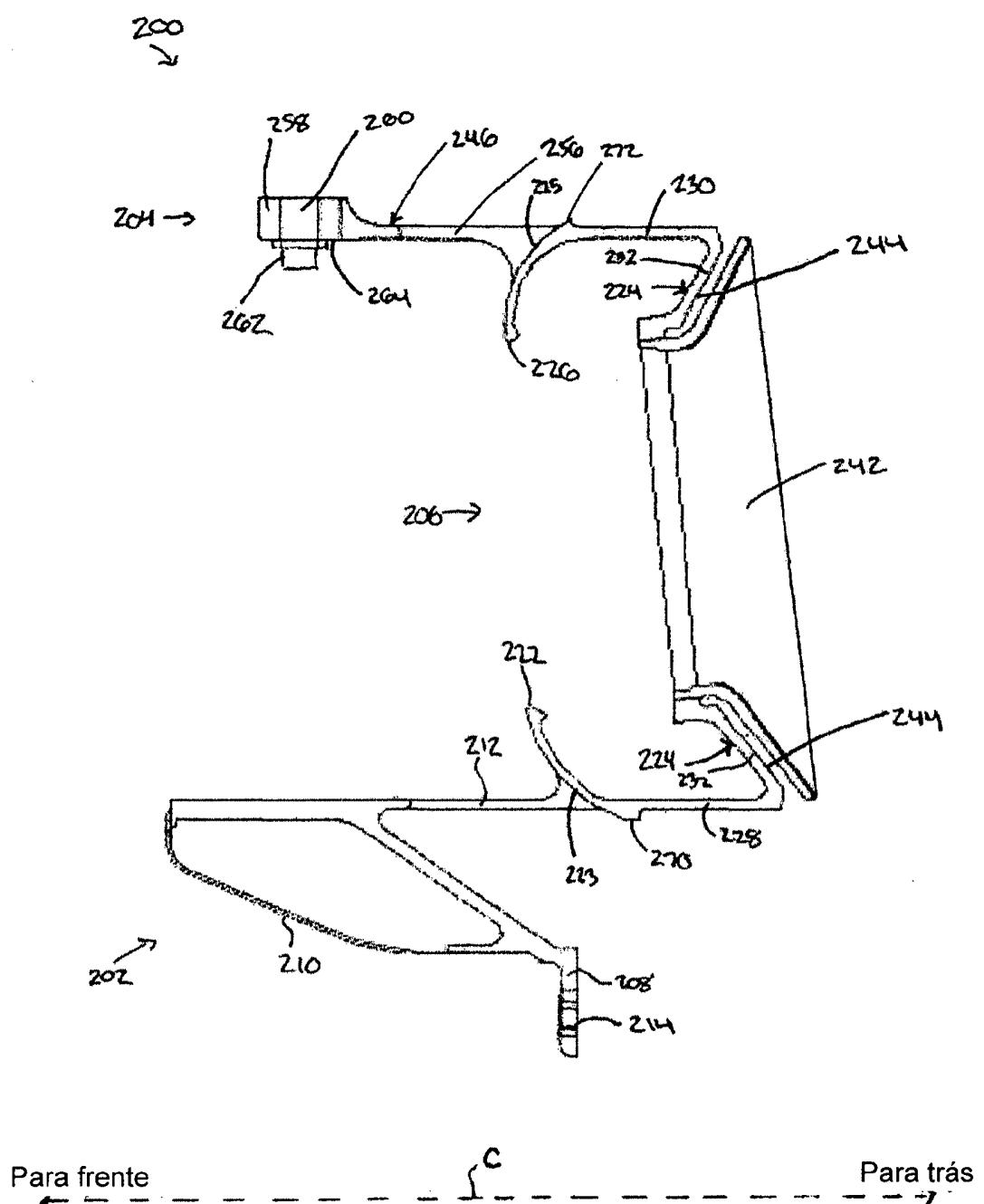
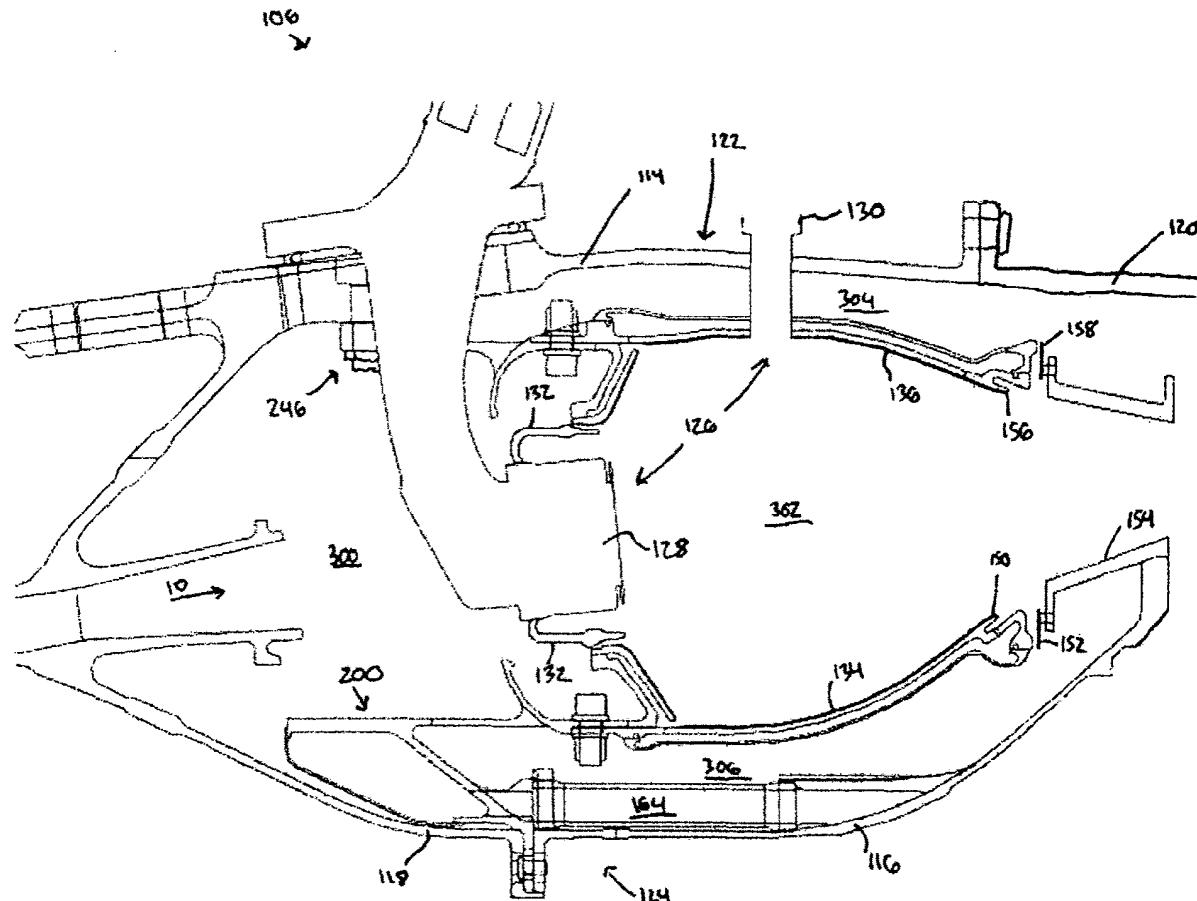


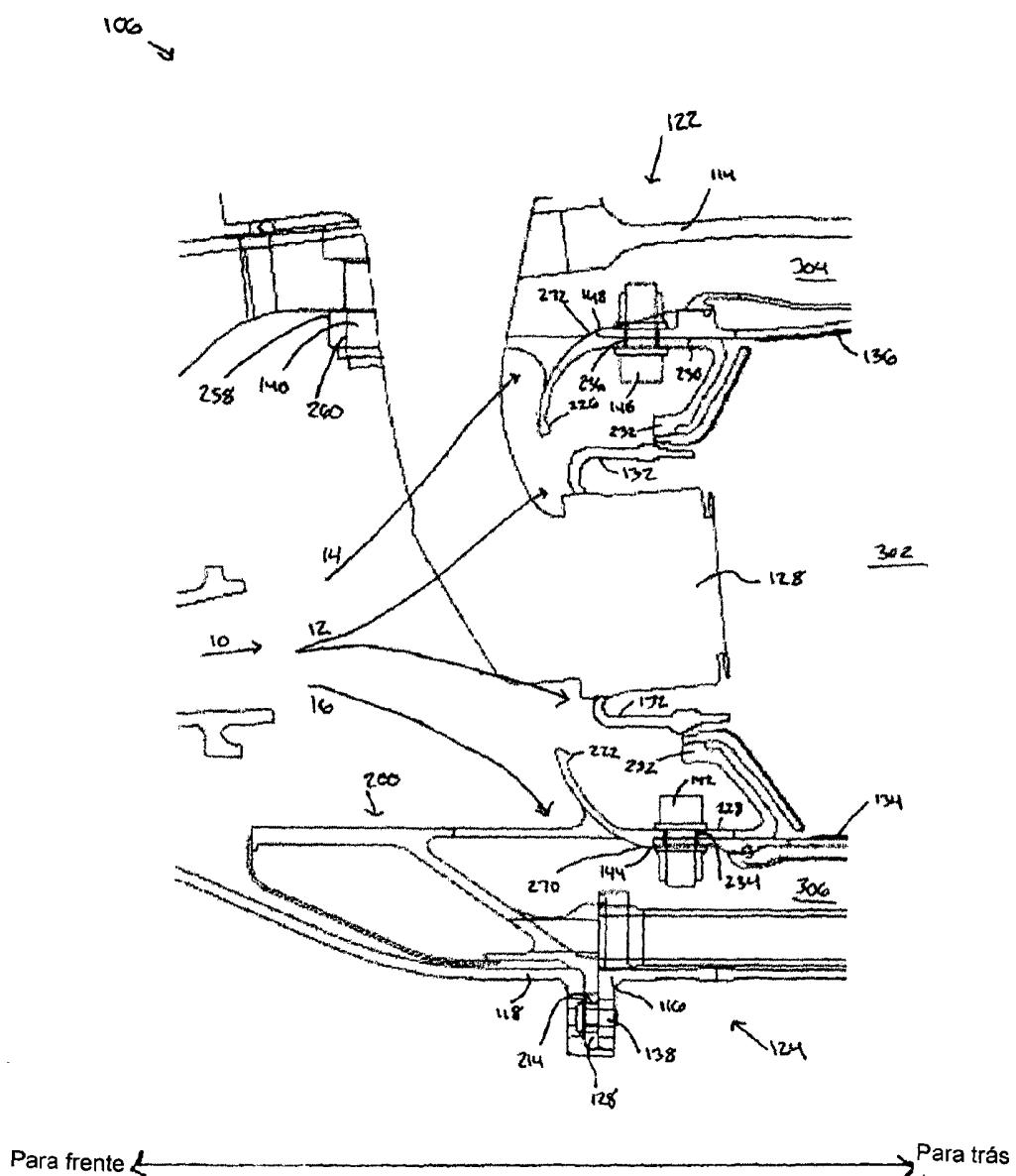
Fig. 7



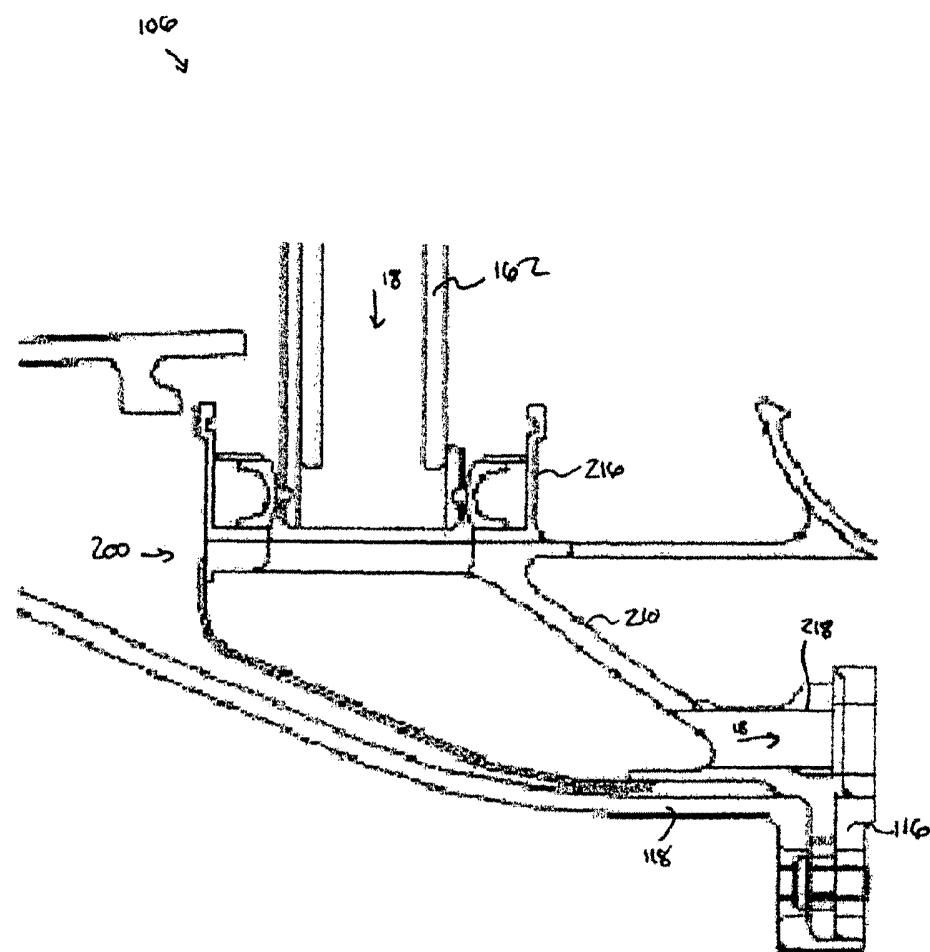
Para frente ←

→ Para trás

Fig. 8

**Fig. 9**

10/10



Para frente ← → Para trás

Fig. 10

RESUMO**“SISTEMA DE COMBUSTÃO E ARMAÇÃO DE CÂMARA DE COMBUSTÃO”**

Trata-se de um sistema de combustão (106) para um a motor de turbina a gás (100) que é fornecido. O sistema de combustão inclui uma estrutura de revestimento interna (124), uma estrutura de revestimento externa (122) e uma armação de câmara de combustão (200) montada entre a estrutura de revestimento interna e a estrutura de revestimento externa de tal forma que a armação de câmara de combustão é acoplada à estrutura de revestimento interna e à estrutura de revestimento externa.