



República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) PI 0808499-8 B1



(22) Data do Depósito: 05/03/2008

(45) Data de Concessão: 24/09/2019

(54) Título: DUTO DE ADMISSÃO DE AR PARA O USO EM UMA AERONAVE, E, AERONAVE.

(51) Int.Cl.: B64D 15/04.

(30) Prioridade Unionista: 06/03/2007 GB 0704316.9.

(73) Titular(es): GKN AEROSPACE SERVICES LIMITED.

(72) Inventor(es): KARL GREGORY; MICHAEL JAMES SHEPPARD; SCOTT ATTRILL.

(86) Pedido PCT: PCT GB2008000763 de 05/03/2008

(87) Publicação PCT: WO 2008/107678 de 12/09/2008

(85) Data do Início da Fase Nacional: 04/09/2009

(57) Resumo: DUTO DE ADMISSÃO DE AR PARA O USO EM UMA AERONAVE, E, AERONAVE Um duto de admissão de ar de um motor ou outro componente de aeronave é provido com um sistema de anti-congelamento térmico. A frente do duto de admissão de ar compreende uma casca externa toroidal (16) que forma, com um anteparo interno toroidal (18), uma câmara de pressão toroidal (8) ao redor da linha central (26). O anteparo tem uma borda interna mais próxima à linha central. Dentro da câmara de pressão há uma casca interna toroidal (9) definindo, com a casca externa, um canal toroidal substancialmente contínuo (19). O ar quente é suprido via uma entrada (7) à câmara de pressão (8). O ar flui para dentro de uma entrada (14) em uma extremidade do canal (19) e para fora de uma saída (11) através do anteparo (18). Isso provê mais calor à borda dianteira do duto, e à superfície do duto voltando-se para a linha central, do que a outras partes do duto para impedir a formação de gelo que pode entrar no, e, danificar o motor. Isso reduz o fluxo de massa do ar quente necessário para o descongelamento.

“DUTO DE ADMISSÃO DE AR PARA O USO EM UMA AERONAVE, E, AERONAVE”

FUNDAMENTOS DA INVENÇÃO

[001] A presente invenção refere-se a um sistema de anti-congelamento térmico para um motor de aeronave. Exemplos da invenção referem-se a um sistema de anti-congelamento térmico para um duto de admissão de ar. O duto de admissão de ar pode ser para um motor, um refrigerador de um motor, um motor de aeronave, por exemplo, um motor de turbina a gás, ou um motor de turbina a gás para algo diferente de uma aeronave, entre outros exemplos.

[002] O US-A-5011098 revela um sistema de anti-congelamento térmico para um motor de ventoinha sem duto (UDF). As lâminas da ventoinha são montadas na traseira de um motor de turbina a gás fora do motor. Se o gelo se formar sobre o alojamento ou tampa do motor e se separar da tampa, ele pode danificar as lâminas de ventoinha. A fim de reduzir o congelamento, é provido um sistema de anti-congelamento térmico que usa ar quente sangrado do motor para aquecer as localizações de tampa de motor sujeitas a congelamento significativo. A tampa de motor tem uma superfície referida como casca. A borda dianteira da tampa de motor tem um espaço definido por um anteparo dentro da tampa de motor e uma casca externa da tampa de motor. O ar quente sangrado do motor é suprido a um tubo de tipo flauta dentro do espaço. Parte da casca dentro do espaço é provida por um trocador de calor de casca dupla com uma pluralidade de passagens de fluxo. As passagens de fluxo são espaçadas separadamente e se estendem na direção do eixo do motor de turbina a gás. Os espaços entre as passagens de fluxo são aquecidos pela condução através do material da casca. O trocador de calor é provido em uma localização onde, se o gelo for formado e se soltar da tampa de motor, haverá um risco de dano às lâminas de ventoinha; isto é, sobre a superfície externa da tampa de motor tendo um fluxo de ar conduzindo às

lâminas de ventoinha sem duto. Outras partes do espaço têm uma casca unitária. O ar quente proveniente do tubo tipo flauta é feito fluir através do trocador de calor, aquecendo a casca da tampa de motor mais que as partes de casca unitária da tampa de motor.

[003] O US-A-3933.327 descreve uma câmara de pressão de anti-congelamento onde a borda dianteira de uma nacela de motor a jato é provida com uma estrutura para impedir a formação de partículas de gelo na entrada do motor a jato. Uma câmara dianteira da nacela é formada com uma casca dupla voltando-se, geralmente, para o interior em direção ao motor a jato. Os gases de exaustão quentes provenientes do motor a jato são passados para dentro dos canais espaçados formados entre as cascas interna e externa para aquecer a casca externa a partir do lado de dentro da mesma.

SUMÁRIO DA INVENÇÃO

[004] De acordo com um aspecto da presente invenção, é provido um duto de admissão de ar para o uso em uma aeronave, o duto compreendendo: uma seção dianteira toroidal tendo uma câmara de pressão toroidal definida por uma casca externa do duto e um anteparo interno; uma casca interna definindo um canal de fluxo de ar toroidal se estendendo, dentro da câmara de pressão, sobre uma porção da casca externa, desse modo, definindo uma seção de casca de parede dupla da câmara de pressão, a casca interna englobando uma zona de variação da posição do ponto de estagnação do fluxo de ar sobre a casca externa do envelope de voo da aeronave e a câmara de pressão tendo outra seção de casca que é de parede unitária; pelo menos uma entrada para suprir o ar quente à câmara de pressão; pelo menos uma entrada se estendendo através da casca interna para suprir o ar quente da câmara de pressão para o canal; e pelo menos uma saída para exaurir o ar do canal e da câmara de pressão; onde o canal de fluxo de ar toroidal forma um espaço de fluxo de ar toroidal substancialmente contínuo.

[005] Um modo de realização da invenção pode prover o uso eficaz

de um fluxo de massa do ar quente necessário para o aquecimento da zona do duto de admissão de ar mais suscetível a congelamento.

[006] As aletas de transferência de calor podem ser anexadas à casca externa dentro do canal toroidal.

[007] O arranjo da(s) entrada(s) e saída(s) do canal de fluxo de ar toroidal pode ser configurado para prover um fluxo de ar equilibrado no canal toroidal. O equilíbrio do fluxo de ar no canal toroidal pode prover aquecimento uniforme do duto de admissão de ar sobre a inteira superfície interna, dentro do canal toroidal, da casca externa do duto.

[008] A invenção também provê uma aeronave compreendendo o duto de admissão de ar como apresentado acima.

DESCRIÇÃO RESUMIDA DOS DESENHOS

[009] Para um melhor entendimento da presente invenção, será feita referência agora, a título de exemplo, aos desenhos anexos, nos quais:

a fig. 1 é uma vista em seção transversal esquemática da frente de um duto de admissão de ar, de acordo com um modo de realização da invenção, de um motor de aeronave;

a fig. 2 é uma vista em seção transversal ampliada da parte inferior da fig. 1;

a fig. 3 é uma vista em seção transversal ampliada da parte superior da fig. 1;

a fig. 4 é uma vista em perspectiva frontal da frente de um duto de admissão de ar, de acordo com outro modo de realização da invenção, omitindo a casca externa do duto;

a fig. 5 é uma vista em perspectiva traseira do duto da fig. 4;

a fig. 6 é uma vista em perspectiva em seção transversal da frente do duto de admissão de ar;

a fig. 7 é uma vista em seção transversal esquemática, correspondendo à fig. 2, de uma modificação do duto de admissão de ar;

a fig. 8 é uma vista parcial da seção transversal tomada ao longo da linha A-A na fig. 7; e

a fig. 9 é uma seção transversal parcial, correspondendo à fig. 8, de uma modificação do duto de admissão de ar das figs. 7 e 8.

[0010] Embora a invenção seja suscetível a várias modificações e formas alternativas, são mostrados modos de realização específicos, a título de exemplo, nos desenhos, e são descritos aqui em detalhe. Deve ser entendido, entretanto, que os desenhos e a descrição detalhada dos mesmos não são pensados para limitar a invenção à forma particular revelada, mas, ao contrário, a invenção cobre todas as modificações, equivalentes e alternativas caindo dentro do espírito e do escopo da presente invenção.

DESCRIÇÃO DETALHADA

[0011] A descrição a seguir, a título de exemplo, se refere a um duto de admissão de ar de um motor de turbina a gás de uma aeronave, mas a invenção não está limitada somente a este exemplo.

[0012] A fig. 1 pode ser vista como uma seção transversal sobre as linhas A-A e B-B na fig. 5. A fig. 2 pode ser vista como uma seção transversal sobre as linhas B-B da fig. 5. A fig. 3 pode ser vista como uma seção transversal sobre a linha A-A na fig. 5. A fig. 4 omite a casca externa 16 do duto.

[0013] Com referência à fig. 1, é mostrada a frente de um duto de admissão de ar de um motor da aeronave. Uma passagem de fluxo 24 tem uma linha central 26 conduzindo ao motor. O motor é um motor de turbina a gás para propulsão a jato. Alternativamente, o motor de turbina a gás pode ser para acionar uma hélice de uma aeronave ou lâminas de rotor de um helicóptero. Como mostrado nas figs. 4 e 5, o duto circunda a linha central 26. Ele pode ser circular, ou de qualquer forma adequada, cujo exemplo de uma é mostrado nas figs. 4 e 5.

[0014] O exemplo do duto mostrado nas figs. 1 a 6 é provido com um

sistema de anti-congelamento térmico que é arranjado para prover mais calor a uma zona específica da borda dianteira do duto do que a outras partes do duto para impedir a congelamento sobre aquela zona específica. Isso reduz o fluxo de massa do ar quente necessário para o descongelamento. Sangrar ar quente a partir de um motor de turbina a gás para anti-congelamento reduz a eficiência do motor. Se o gelo se formar, ele pode entrar no, e, danificar o motor.

[0015] A zona específica à qual é provido mais calor neste exemplo do duto de admissão de ar de um motor de aeronave é uma zona englobando a faixa de variação na posição do ponto de estagnação sobre o envelope de voo da aeronave.

[0016] A título de explicação adicional, o ar fluindo sobre a borda dianteira do duto de admissão de ar se divide em uma porção entrando no duto e em uma porção fluindo para fora do duto. O ponto no qual as porções se dividem é o ponto de estagnação. Naquele ponto, a velocidade de fluxo do ar sobre a superfície da borda dianteira é zero. O gelo tende a se formar ao redor do ponto de estagnação. A posição do ponto de estagnação sobre a borda dianteira varia de acordo com a atitude ou orientação da aeronave em relação ao fluxo de ar sobre a aeronave. Ela também varia devido à velocidade da aeronave e da velocidade rotacional do mecanismo de turbina. A faixa de atitude (segura) é o envelope de voo da aeronave.

[0017] A frente do duto de admissão de ar compreende uma casca externa toroidal 16 que forma, com um anteparo interno toroidal 18, uma câmara de pressão toroidal 8 ao redor da linha central 26. O anteparo tem uma borda interna mais próxima da linha central. Dentro da câmara de pressão há uma casca interna toroidal 9 definindo, com a casca externa, um canal toroidal 19.

[0018] Na seção transversal, a casca interna 9 se estende, espaçada a partir da, e, aproximadamente paralela à superfície interna da casca externa 16

sobre uma zona se estendendo a partir da borda interna do anteparo 18 em direção à, e, passada a borda dianteira 25 para um ponto a jusante da borda dianteira 25 sobre o lado externo do duto. Sobre aquela zona, ela define o canal de fluxo de ar 19 que é fechado em uma extremidade por uma parede 12 em um ponto a jusante da borda dianteira 25 sobre o lado externo do duto e é aberto na outra extremidade, passando através de uma saída 11 no anteparo 18 adjacente à borda interna do anteparo 18. A casca interna 9 tem uma entrada 14 se comunicando com a câmara de pressão 8. A entrada 14 fica adjacente à parede 12 que fecha uma extremidade do canal. O ar quente sangrado do motor é suprido à câmara de pressão via uma entrada 7.

[0019] Será apreciado que, como mostrado nas figs. 4 e 5, há uma pluralidade de entradas 14, saídas 11 e entradas 7 distribuídas ao redor do duto de admissão de ar toroidal.

[0020] O ar quente sangrado do motor por meios convencionais (não mostrados) é suprido por meios convencionais à câmara de pressão através das entradas 7. O ar quente flui a partir da câmara de pressão para dentro do canal 19 via entradas 14 na casca interna 9 adjacente à extremidade fechada do canal e para fora do canal via saídas 11. A câmara de pressão tem uma porção de casca unitária 10 e uma porção de casca dupla 9, 19. O canal 19 da porção de casca dupla provê um efeito de aquecimento maior sobre aquela porção do que ocorre sobre a porção de casca unitária 10. O canal 19 torna a taxa de fluxo de massa do ar ser maior dentro do canal do que sobre a porção de casca unitária 10 da câmara de pressão. A porção de casca dupla é provida onde o efeito de aquecimento é mais necessário, que, neste exemplo, é sobre a zona do duto de admissão de ar englobando a faixa de variação da posição do ponto de estagnação sobre o envelope de voo da aeronave. A porção de casca dupla se estende somente sobre uma parte da superfície interna da face dianteira da câmara de pressão, ficando a porção de casca unitária 10 fora da faixa de variação da posição do ponto de estagnação dentro do envelope de

voo da aeronave.

[0021] O canal 19 é definido entre a casca externa 16 e a casca interna 9. A casca interna é fixada a, e, suportada em uma extremidade adjacente ao lado interno do duto de admissão de ar por meio de uma braçadeira 13 que conecta a casca interna ao anteparo 18 adjacente às saídas 11. A outra extremidade da casca interna é suportada por uma braçadeira contínua 12 que provê a parede 12. A casca interna pode ser móvel em relação a uma das braçadeiras. Por exemplo, a casca interna pode ser suportada de modo deslizante pela braçadeira 12 para acomodar a expansão relativa entre a casca interna 9 e a braçadeira 12. Isso reduz a tensão mecânica e térmica dentro da casca interna e das braçadeiras 12 e 13 que suportam a casca interna.

[0022] No exemplo mostrado, a casca interna é suportada somente pelas braçadeiras contínuas 12 e 13. Podem ser providos suportes adicionais intermediários àquelas braçadeiras providas que não afetam substancialmente o fluxo de ar através do canal 19.

[0023] Como mais bem mostrado na fig. 6, o canal 19 é um espaço toroidal ininterrupto contínuo. Isso permite equilibrar o fluxo de ar através do canal, reduzindo qualquer variação do efeito de aquecimento sobre a borda dianteira do duto de admissão de ar.

[0024] As saídas 11 são mostradas nas figs. 1 a 6 exaurindo o ar para o espaço atrás do anteparo 18. As saídas 11 podem exaurir para o fluxo de ar sobre a superfície externa do duto ou, como indicado pela linha tracejada 191, para um canal ou canais 192 para aquecer a casca externa do duto de admissão de ar.

[0025] No exemplo mostrado nas figs. 1 a 6, o ar quente 131 sangrado do motor é despachado para a câmara de pressão 8 via tubos conectados a quatro entradas 7 distribuídas ao redor da câmara de pressão. Entretanto, o ar quente poderia ser suprido a um tubo tipo flauta dentro e estendendo-se ao redor da câmara de pressão 8.

[0026] O duto de admissão de ar descrito acima pode ser aplicado a máquinas diferentes de um motor de aeronave. Por exemplo, o duto de admissão de ar pode ser usado como admissão de um refrigerador de óleo de um motor de aeronave. O duto de admissão de ar pode ser aquele de um motor de turbina a gás usado para fins diferentes da propulsão de uma aeronave, como um motor estacionário ou uma unidade de propulsão de um barco. Neste caso, a variação na posição do ponto de estagnação pode não ser relevante.

[0027] Os exemplos do duto provêm uma construção simples que provê aquecimento realçado onde é necessário e aquecimento reduzido em outro lugar, reduzindo a quantidade de ar que precisa ser sangrado do motor de turbina de gás.

[0028] As figs. 7 e 8 mostram uma modificação do duto de admissão de ar das figs. 1 a 3 na qual os elementos de transferência de calor são providos sobre a outra casca dentro do canal toroidal 19.

[0029] Neste exemplo, os elementos de transferência de calor são aletas 70 que se estendem perpendicularmente a partir da casca externa 16 do canal toroidal 19 em direção à casca interna 9 do canal. As aletas 70 são fixadas à casca externa 16 e são espaçadas a partir da casca interna 9. As aletas são regularmente espaçadas separadamente ao longo do canal toroidal. Como mais bem mostrado na fig. 7, e com referência à fig. 1, cada aleta se estende paralela à linha central 26 do duto de admissão de ar a partir de adjacente à parede 12 em uma extremidade do canal toroidal para adjacente à saída 11 na extremidade externa do canal. Há um espaço toroidal ininterrupto contínuo dentro do canal 19 entre as extremidades livres das aletas e a casca interna. As aletas 70 provêm o aumento de transferência de calor para a casca externa, em comparação com a estrutura das figs. 1 a 3.

[0030] Com referência à fig. 9, podem ser providos espaçadores 72 se estendendo substancialmente entre as cascas interna e externa e fixados à

casca externa, mas não fixados à casca interna. Os espaçadores 72 são distribuídos entre as aletas 70. No exemplo mostrado na fig. 9, os espaçadores 72 são paredes sólidas que dividem parcialmente o canal toroidal em seções discretas para reduzir o fluxo de ar circunferencialmente de uma seção para a outra. Em cada seção, isso significa que o ar, então, tende a fluir de pelo menos uma das entradas 14 para pelo menos uma das saídas 11. Onde a pluralidade de entradas 14 e saídas 11 é distribuída ao redor do canal toroidal, o equilíbrio do fluxo de ar ao redor do canal toroidal pode ser conseguido.

[0031] Os espaçadores podem ser descontínuos, de modo a permitir o ajuste do fluxo de ar circunferencial ao redor do canal toroidal. Por exemplo, as paredes 72 podem ter passagens de fluxo de ar através das mesmas. Essas passagens de fluxo de ar podem ser furos ou espaços nas paredes. Alternativamente, os espaçadores podem ser pilares que são separadamente espaçados. Essa parede ou pilar é fixada a somente uma das cascas interna e externa.

[0032] Foi descrito um modo de realização de um duto de admissão de ar para o uso em uma aeronave. O duto compreende uma seção dianteira toroidal tendo uma câmara de pressão toroidal definida por uma casca externa do duto e por um anteparo interno. Uma casca interna define um canal de fluxo de ar toroidal se estendendo, dentro da câmara de pressão, sobre uma porção da casca externa, desse modo, definindo uma seção de casca de parede dupla da câmara de pressão. A câmara de pressão também tem outra seção de casca que é de parede unitária. Ar quente é suprido à câmara de pressão. Ar quente é suprido ao canal. O ar é exaurido do canal e da câmara de pressão. A casca interna engloba a zona de variação da posição do ponto de estagnação do fluxo de ar sobre a casca externa do envelope de voo da aeronave.

[0033] Em um modo de realização, o canal de fluxo de ar toroidal é um espaço de fluxo de ar toroidal substancialmente contínuo.

[0034] Foi descrito um modo de realização de um duto de admissão

de ar para o uso em uma aeronave. O duto compreende uma seção dianteira toroidal tendo uma câmara de pressão toroidal definida por uma casca externa do duto e um anteparo interna. Uma casca interna define um canal de fluxo de ar toroidal se estendendo, dentro da câmara de pressão, sobre uma porção da casca externa, desse modo, definindo uma seção de casca de parede dupla da câmara de pressão. A câmara de pressão tem outra seção de casca que é de parede unitária. Ar quente é suprido à câmara de pressão. Ar quente é suprido ao canal. O ar é exaurido do canal e da câmara de pressão. O arranjo do canal de fluxo de ar toroidal e das entradas e saídas provê fluxo de ar equilibrado no canal toroidal.

[0035] Várias características podem ser providas em um ou mais modos de realização, tanto em modos de realização separados quanto combinadas em um modo de realização.

[0036] Por exemplo, o ar quente pode ser suprido à câmara de pressão via uma ou mais entradas. O ar quente pode ser suprido ao canal via uma ou mais entradas, por exemplo, a partir da câmara de pressão. Uma ou mais saídas podem exaurir ar do canal e da câmara de pressão, por exemplo, para o exterior do duto e/ou para canais adicionais do duto.

[0037] Em um exemplo de modo de realização, a casca interna definindo o canal de fluxo de ar toroidal pode se estender, dentro da câmara de pressão, sobre a casca externa, a partir de uma borda toroidalmente interna do anteparo em uma extremidade do canal a montante da, e, passada a borda dianteira do duto, e, então, a jusante da outra extremidade do canal, na qual o canal é fechado. Uma pluralidade de entradas pode ser distribuída sobre a, e, se estender através do anteparo para suprir ar quente à câmara de pressão. Uma pluralidade de entradas pode ser distribuída sobre a, e, se estender através da casca interna para suprir o ar quente da câmara de pressão para o canal, por exemplo, adjacente à extremidade fechada do canal. Uma pluralidade de saídas pode ser distribuída ao redor e se estender através do

anteparo, por exemplo, na borda interna da mesma.

[0038] Nos modos de realização, uma extremidade da casca interna pode ser suportada por um primeiro suporte e a outra extremidade pode ser suportada por um segundo suporte, a casca interna sendo móvel em relação a um dos suportes, por exemplo, para reduzir as tensões mecânicas e térmicas na mesma. A casca interna pode, por exemplo, ser suportada de modo deslizante por um dos suportes.

[0039] Os elementos de transferência de calor podem ser anexados à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla. Os elementos de transferência de calor podem ser aletas anexadas à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla. Podem ser providos espaçadores que se estendem, substancialmente, entre as cascas interna e externa.

[0040] Em um modo de realização, o canal toroidal é um espaço de fluxo de ar toroidal substancialmente contínuo. Entretanto, o canal toroidal pode ser substancialmente dividido em seções discretas, cada uma das quais provê um canal de fluxo de ar a partir de pelo menos uma das entradas para pelo menos uma das saídas correspondentes. Os espaçadores entre as cascas interna e externa podem permitir o fluxo de ar circunferencialmente ao redor do canal toroidal. Os espaçadores podem, por exemplo, ser pilares separadamente espaçados; paredes separadamente espaçadas; ou paredes tendo passagens de fluxo de ar através das mesmas.

[0041] As saídas podem exaurir o ar para o exterior do duto, ou para canais adicionais do duto.

[0042] Em um exemplo, a casca interna definindo o canal de fluxo de ar toroidal pode se estender, dentro da câmara de pressão, sobre a casca externa a partir de uma borda toroidalmente interna do anteparo em uma extremidade do canal a montante da, e, passada borda dianteira do duto, e, então, a jusante da outra extremidade do canal, na qual o canal é fechado. Uma pluralidade de entradas pode ser distribuída sobre a, e, se estender

através do anteparo para suprir ar quente à câmara de pressão. Uma pluralidade de entradas pode ser distribuída sobre a, e, se estender através da casca interna para suprir o ar quente da câmara de pressão para o canal adjacente à extremidade fechada do canal. Uma pluralidade de saídas pode ser distribuída ao redor e se estender através do anteparo, por exemplo, na borda interna da mesma.

[0043] As várias características individuais dos modos de realização de um duto de admissão de ar descritas aqui podem ser combinadas como apropriado. O duto de admissão de ar pode ser, por exemplo, um duto de admissão de ar de um motor de propulsão de uma aeronave, por exemplo, um motor de turbina a gás. O duto de admissão de ar pode, por exemplo, ser um refrigerador de uma aeronave. O ar quente pode ser ar quente a partir de uma unidade de propulsão de uma aeronave.

[0044] Embora os modos de realização acima tenham sido descritos em detalhe considerável, numerosas variações e modificações ficarão visíveis para aqueles experientes na técnica, uma vez que a revelação acima seja completamente apreciada.

REIVINDICAÇÕES

1. Duto de admissão de ar para o uso em uma aeronave, caracterizado pelo fato de compreender:

uma seção dianteira toroidal tendo uma câmara de pressão toroidal definida por uma casca externa (16) do duto e um anteparo interno (18);

uma casca interna (9) definindo um canal de fluxo de ar toroidal se estendendo, dentro da câmara de pressão, sobre uma porção da casca externa, desse modo, definindo uma seção de casca de parede dupla da câmara de pressão, a casca interna englobando uma zona de variação da posição do ponto de estagnação do fluxo de ar sobre a casca externa do envelope de vôo da aeronave e a câmara de pressão tendo outra seção de casca (10) que é de parede unitária;

uma entrada para suprir o ar quente à câmara de pressão (7);

uma entrada (14) para suprir o ar quente ao canal;

uma saída (11) para exaurir o ar; e

espaçadores (72) anexados apenas à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla, os espaçadores compreendendo um ou mais dentre: pilares separadamente espaçados; paredes separadamente espaçadas; ou paredes tendo passagens de fluxo de ar através das mesmas para permitir fluxo de ar para passar em torno do canal toroidal;

onde o canal de fluxo de ar toroidal forma um espaço de fluxo de ar toroidal substancialmente contínuo.

2. Duto de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de compreender uma pluralidade de entradas distribuídas sobre, e, se estendendo através da casca interna para suprir o ar quente da câmara de pressão para o canal.

3. Duto de acordo qualquer uma das reivindicações 1 ou 2, caracterizado pelo fato de compreender uma pluralidade de saídas, para

exaurir o ar do canal e da câmara de pressão.

4. Duto de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que as saídas exaurem ar para o exterior do duto.

5. Duto de acordo com a reivindicação 3, caracterizado pelo fato de que as saídas exaurem ar para canais adicionais do duto.

6. Duto de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 5, caracterizado pelo fato de que

a casca interna se estende, dentro da câmara de pressão, sobre a casca externa a partir de uma borda toroidalmente interna do anteparo em uma extremidade do canal a montante de, e, passada uma borda dianteira do duto, e, então, a jusante da outra extremidade do canal na qual o canal é fechado,

uma pluralidade de entradas é distribuída sobre a, e, se estendendo através do anteparo para suprir ar quente à câmara de pressão;

uma pluralidade de entradas é distribuída sobre a, e, se estendendo através da casca interna para suprir ar quente a partir da câmara de pressão para o canal adjacente à extremidade fechada do canal; e

uma pluralidade de saídas é distribuída ao redor, e, se estende através do anteparo na borda interna da mesma.

7. Duto de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que uma extremidade da casca interna é suportada por um primeiro suporte (13) e outra extremidade é suportada por um segundo suporte (12), a casca interna sendo móvel em relação a um dos suportes.

8. Duto de acordo com a reivindicação 7, caracterizado pelo fato de que a casca interna é suportada de modo deslizante por um dos suportes.

9. Duto de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 8, caracterizado pelo fato de compreender elementos de transferência de calor (70) anexados à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla, os

elementos de transferência de calor sendo espaçados da casca interna.

10. Duto de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 9, caracterizado pelo fato de que os elementos de transferência de calor são aletas anexadas à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla.

11. Duto de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 10, caracterizado pelo fato de que o arranjo do canal de fluxo de ar toroidal e das entradas e saídas provê fluxo de ar equilibrado no canal toroidal.

12. Aeronave compreendendo o duto de admissão de ar como definido na reivindicação 1, caracterizada pelo fato de que o duto de admissão de ar compreende:

uma seção dianteira toroidal tendo uma câmara de pressão toroidal definida por uma casca externa (16) do duto e um anteparo interno (18);

uma casca interna (9) definindo um canal de fluxo de ar toroidal se estendendo, dentro da câmara de pressão, sobre uma porção da casca externa, desse modo, definindo uma seção de casca de parede dupla da câmara de pressão, a casca interna englobando uma zona de variação da posição do ponto de estagnação do fluxo de ar sobre a casca externa do envelope de vôo da aeronave e a câmara de pressão tendo outra seção de casca (10) que é de parede unitária;

uma entrada para suprir o ar quente à câmara de pressão (7);

uma entrada (14) para suprir o ar quente ao canal;

uma saída (11) para exaurir o ar; e

espaçadores (72) anexados apenas à casca externa dentro da seção de casca de parede dupla, os espaçadores compreendendo um ou mais dentre: pilares separadamente espaçados; paredes separadamente espaçadas; ou paredes tendo passagens de fluxo de ar através das mesmas para permitir fluxo de ar para passar em torno do canal toroidal;

onde o canal de fluxo de ar toroidal forma um espaço de fluxo

de ar toroidal substancialmente contínuo.

13. Aeronave de acordo com a reivindicação 12, caracterizada pelo fato de que o duto de admissão de ar é aquele de um motor de propulsão da aeronave.

14. Aeronave de acordo com a reivindicação 13, caracterizada pelo fato de que o motor é um motor de turbina a gás.

15. Aeronave de acordo com a reivindicação 14, caracterizada pelo fato de que o duto de admissão de ar é aquele de um refrigerador.

16. Aeronave de acordo com qualquer uma das reivindicações 12 a 15, caracterizada pelo fato de que a entrada da câmara de pressão é conectada ao motor para receber ar quente a partir do mesmo.

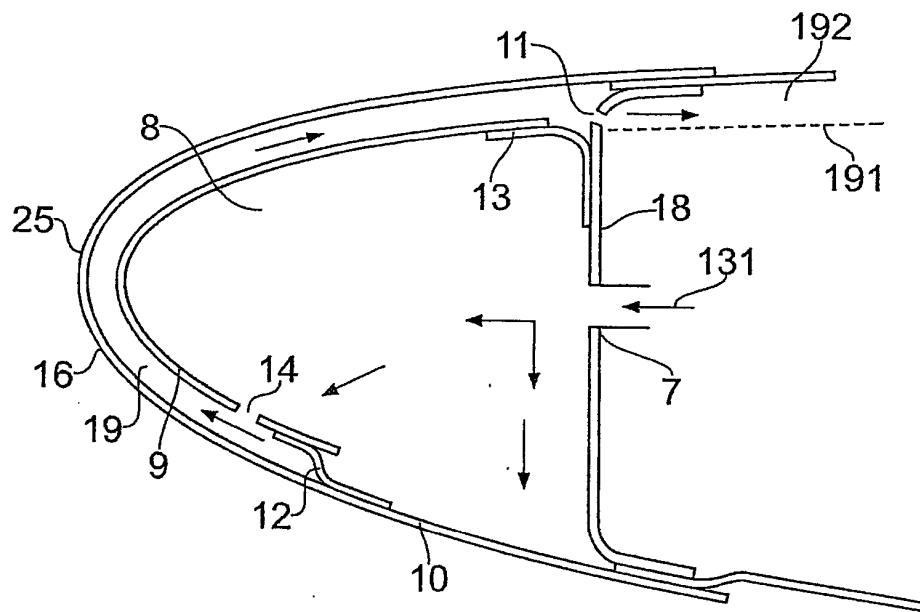


Fig. 2

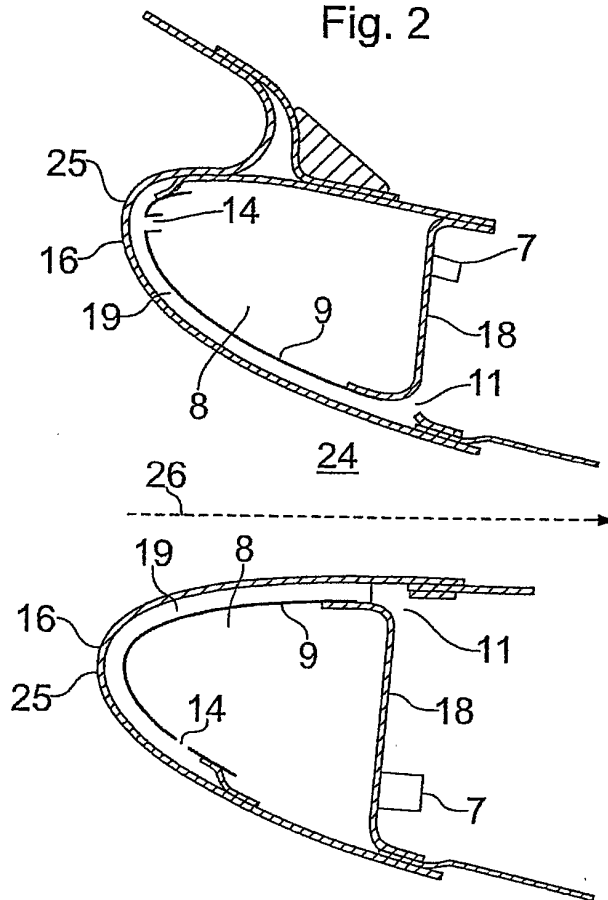


Fig. 1

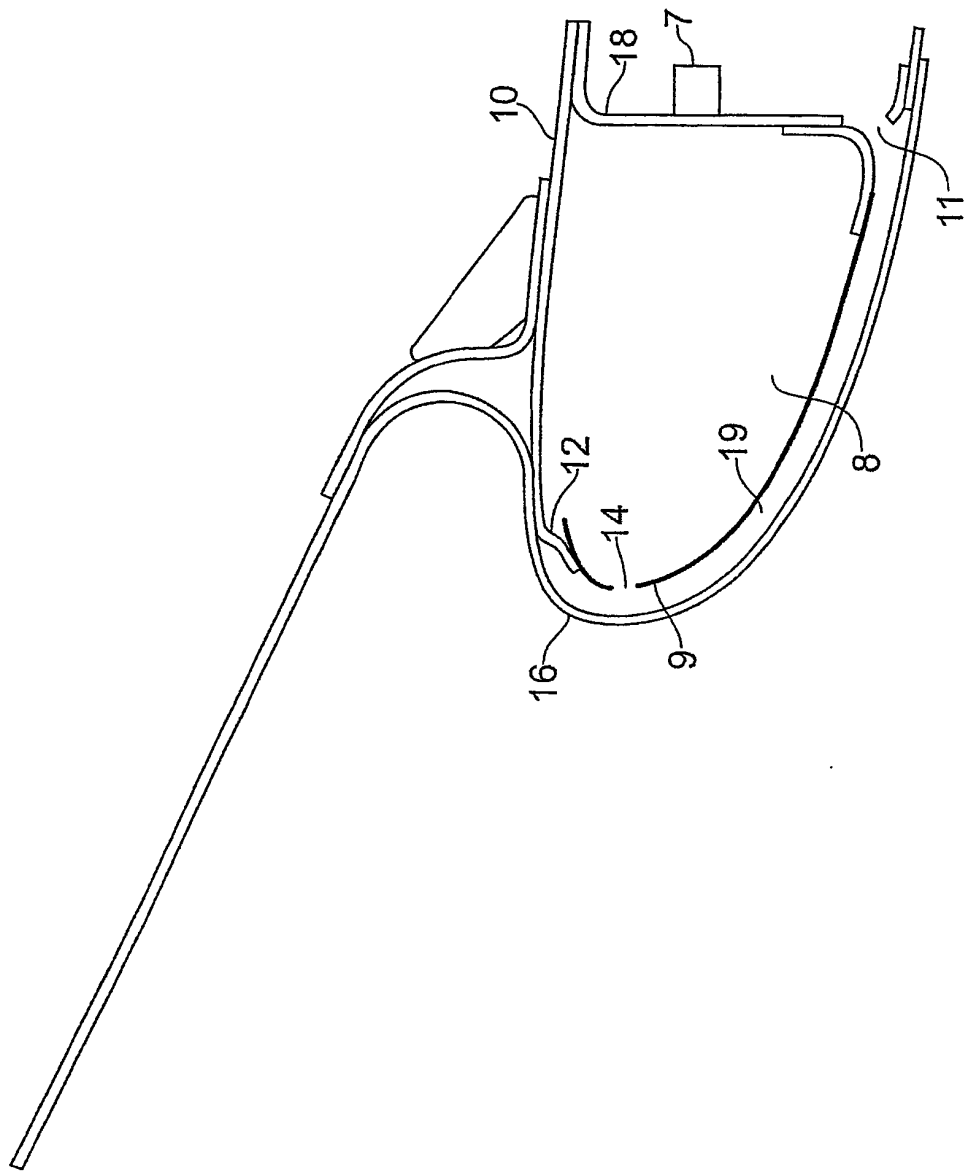


Fig. 3

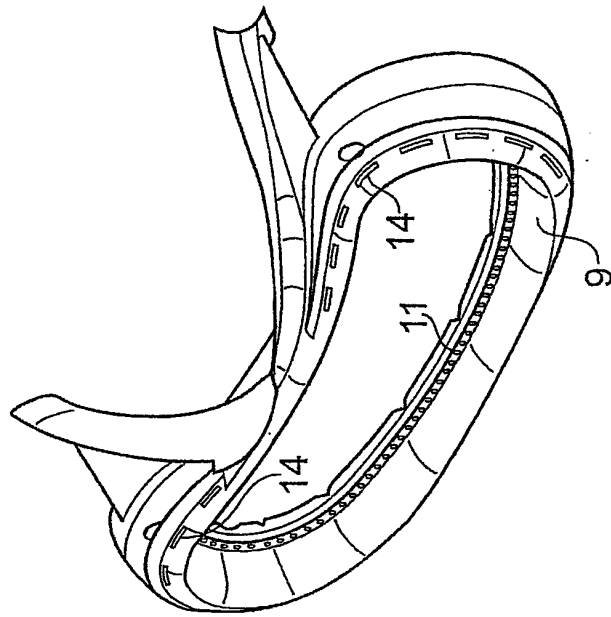


Fig. 4

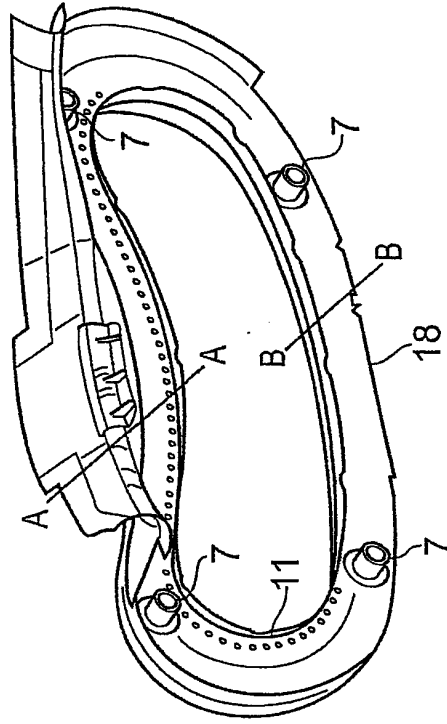


Fig. 5

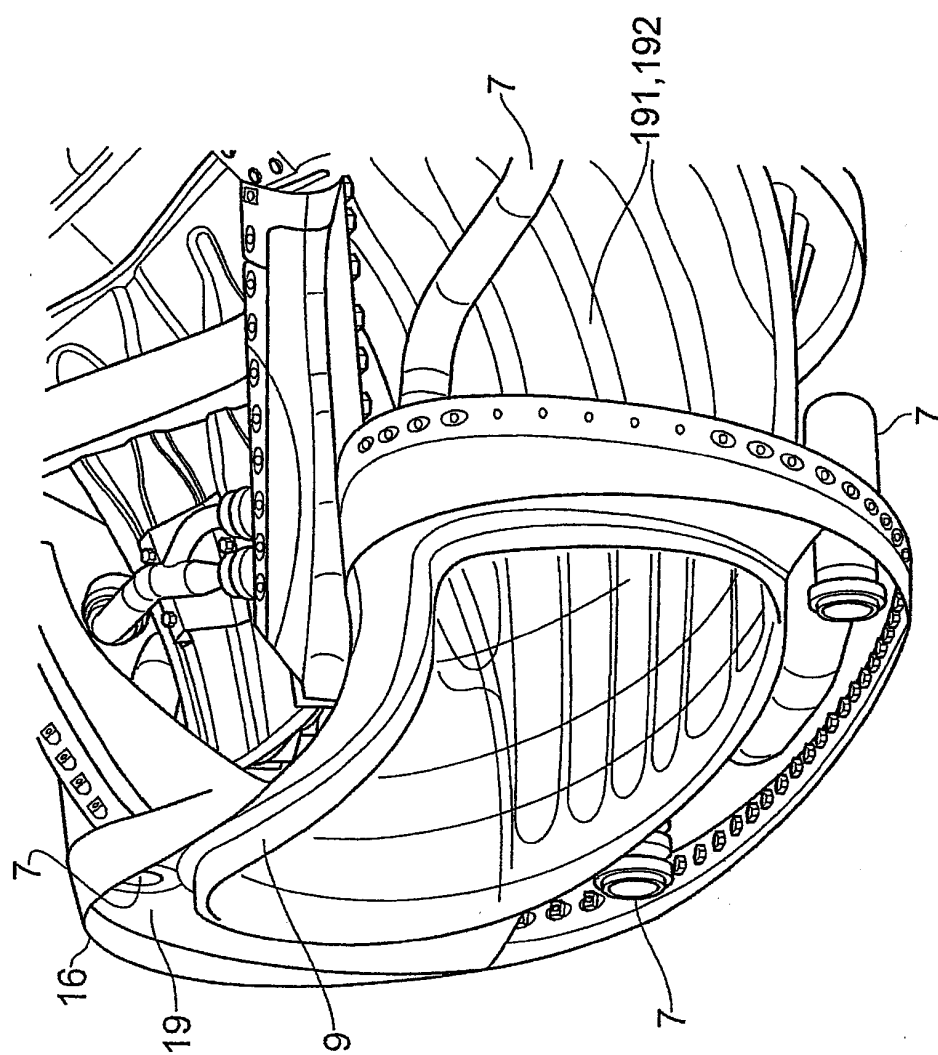


Fig. 6

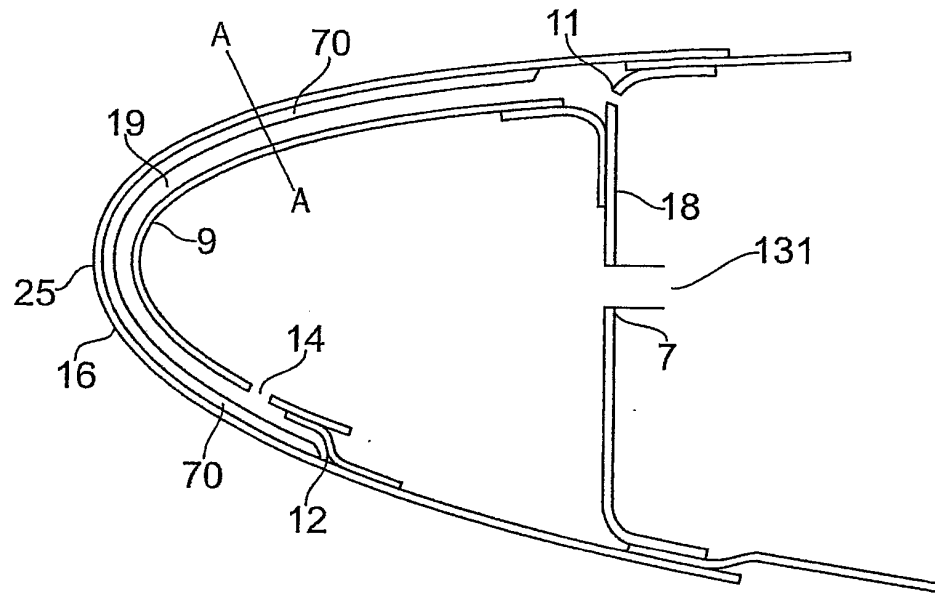


Fig. 7

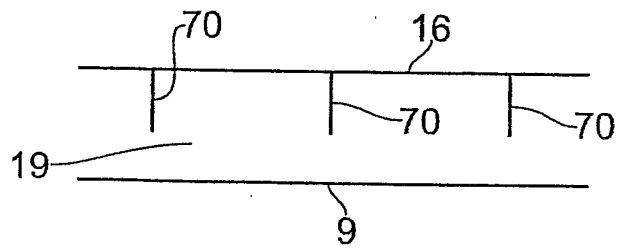


Fig. 8

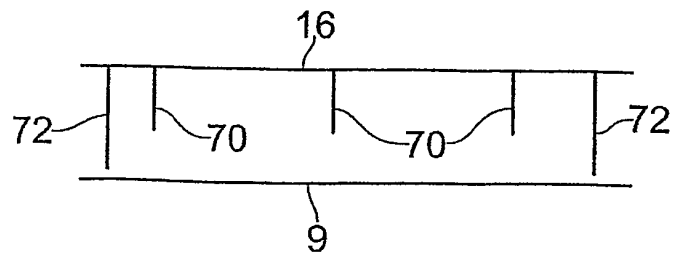


Fig. 9