

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

(21) **PI 0712059-1 A2**

BRPI0712059A2

(22) Data de Depósito: 05/06/2007

(43) **Data da Publicação:** 20/12/2011
(RPI 2137)

(51) **Int.Cl.:**
B64C 1/06

(54) **Título:** ESTRUTURA DE FUSELAGEM DE AEROPLANO E MÉTODO PARA PRODUZÍ-LA

(30) **Prioridade Unionista:** 06/06/2006 DE 10 2006 026 169.0

(73) **Titular(es):** Airbus Deutschland GmbH

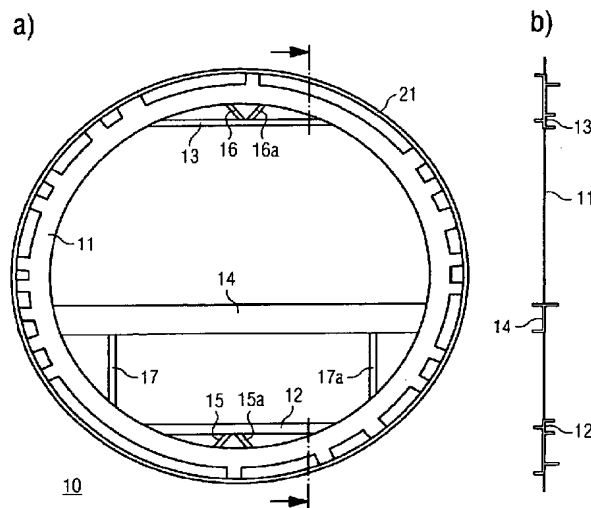
(72) **Inventor(es):** Cord Haack

(74) **Procurador(es):** Dannemann, Siemsen, Bigler & Ipanema Moreira

(86) **Pedido Internacional:** PCT EP2007055519 de 05/06/2007

(87) **Publicação Internacional:** WO 2007/141268de 13/12/2007

(57) **Resumo:** ESTRUTURA DE FUSELAGEM DE AEROPLANO E MÉTODO PARA PRODUZÍ-LA. A presente invenção refere-se a uma estrutura de fuselagem de aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nas mesmas e na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão. De acordo com a invenção, é com a condição que a estrutura de fuselagem de aeronave contém unidades integrais (10) pré-fabricadas que, cada uma, corre na direção circunferencial de um segmento de fuselagem e em que a armação (11) de um segmento de fuselagem e elementos de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) compreendendo longarinas (22) e forro (21) são formados.





PI0712059-1

Relatório Descritivo da Patente de Invenção para "ESTRUTURA DE FUSELAGEM DE AEROPLANO E MÉTODO PARA PRODUZI-LA".

A presente invenção refere-se a uma estrutura de fuselagem de um aeroplano com armações que correm na direção circunferencial, as longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão. Além disso, a presente invenção refere-se a uma unidade integral para uma estrutura de fuselagem de aeroplano desse tipo, e a um método para produzir o mesmo.

As fuselagens pressurizadas de aeroplano comercial são tipicamente montadas atualmente de seções que são, cada uma, construídas de uma pluralidade de conchas em que um forro, longarinas e armações são conectados uns aos outros. Membros transversais para o porão, piso principal e *cabide* são subseqüentemente rebitados nas armações, e as barras de suporte são adaptadas entre o membro transversal e a armação e parafusado em características de ligação que são correspondentemente rebitados.

É um objetivo da invenção fornecer uma estrutura de fuselagem de aeroplano que seja economizadora de peso e possa ser construída de poucas partes individuais.

Este objetivo é alcançado por uma estrutura de fuselagem de aeroplano com as características da reivindicação 1.

A invenção também fornece uma unidade integral para uma estrutura de fuselagem de aeroplano desse tipo e um método para produzir uma estrutura de fuselagem de aeroplano desse tipo.

As modalidades e os desenvolvimentos respectivos são fornecidos nas sub-reivindicações.

A invenção fornece uma estrutura de fuselagem de aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão. De acordo com a invenção, é contemplado que a estrutura de fuselagem de aeroplano contém unidades integrais pré-fabricadas que, cada uma, corre na

direção circunferencial de um segmento de fuselagem e em que a armação de um segmento de fuselagem e elementos de conexão para conectar a elementos de forro compreendendo longarinas e forro são formados.

Além disso, a invenção fornece uma unidade integral para uma
5 estrutura de fuselagem de aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e que na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão. De acordo com a invenção, é verificado que a unidade integral contém a armação de um segmento de fuselagem
10 e elementos de conexão para se conectarem a elementos de forro compreendendo longarinas e forro, e é pré-fabricada.

Finalmente, a invenção fornece um método para produzir uma estrutura de fuselagem de aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é
15 disposto nelas e na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão. De acordo com a invenção, é verificado que unidades integrais são produzidas, as quais contêm a armação de um segmento de fuselagem e elementos de conexão para conectarem-se a elementos de forro compreendendo longarinas e forro, e são pré-fabricados,
20 os elementos de forro são produzidos os quais contêm forro e longarinas, as unidades integrais são dispostas em um aparelho de instalação e ajustadas, e os elementos de forro são montados nas unidades integrais e conectados nelas.

Modalidades exemplares da invenção são explanadas abaixo
25 com referência ao desenho, em que:

A Figura 1(a) mostra uma vista plana e (b) uma vista lateral de uma unidade integral que é fornecida para uma estrutura de fuselagem de aeroplano de acordo com uma modalidade exemplar da invenção;

As Figuras 2(a) e (b) mostram elementos de conexão respecti-
30 vos para conexão de uma unidade integral do tipo mostrado na Figura 1 para elementos de forro, compreendendo longarinas e forro, de acordo com uma modalidade exemplar da invenção;

As Figuras 3(a), (b) e (c) mostram uma ilustração esquemática de um método para produção de uma estrutura de fuselagem de aeroplano, em que unidades integrais pré-fabricadas e o forro pré-fabricado são ligados para formar uma estrutura de fuselagem de aeroplano, de acordo com uma
5 modalidade exemplar da invenção;

A Figura 1 mostra uma unidade integral 10 que serve para a produção de uma estrutura de fuselagem de aeroplano que é para conter armações que correm na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e é pretendido para vedação à prova de compressão da fuselagem do aeroplano para o lado de fora.
10 A unidade integral 10 mostrada em vista plana na Figura 1(a) e em vista lateral na Figura 1(b) contém uma armação 11 de um segmento de fuselagem, isto é, um plano intersectando a fuselagem do aeroplano perpendicularmente com respeito a sua direção longitudinal, e elementos de conexão 18, 19, que serão ilustrados em mais detalhes, além disso, para conectar aos elementos de forro que compreendem longarinas e forro.
15

Na modalidade exemplar ilustrada, cada uma das unidades integrais 10 é pré-fabricada em uma peça e corre de uma maneira anular completamente fechada por toda a circunferência de um segmento de fuselagem.
20

A unidade integral 10 compreende um corpo principal que corre no plano de um segmento de fuselagem e forma a armação 10, e elementos de conexão 18, 19 que se projetam dali e são pretendidos para a conexão aos elementos de forro que compreendem longarinas 22 e forro 21. Estes
25 elementos de conexão 18, 19, que são ilustrados em mais detalhes nas Figuras 2(a) e (b), compreendem um pente de transmissão de força 18 que é formado por dentes que se projetam perpendicularmente com respeito ao corpo principal da unidade integral 10, cujo corpo principal forma a armação 11. Os elementos de forro 20 são fixados de uma maneira friccional ou de travamento aos ditos dentes. A fixação pode ocorrer por rebiteagem por meio
30 de parafusos de titânio, como também pode o fechamento de costuras longitudinais entre os elementos de forro 20.

Como a Figura 1 mostra, as unidades integrais 10 contêm um membro transversal de porão 12, um dispositivo de endurecimento *cabide* 13 e um membro transversal principal 14. O membro transversal de porão 12 é suportado contra o corpo principal da unidade integral 10 pelos elementos de
5 suporte respectivos 15, 15a, o membro transversal *cabide* 13 é suportado contra o corpo principal da unidade integral 10 através dos elementos de suporte respectivos 16, 16a, e o membro transversal principal 14 é suportado contra o corpo principal da unidade integral 10 pelos elementos de suporte respectivos 17, 17a. Na modalidade exemplar ilustrada, o membro trans-
10 versal de porão 12, o membro transversal *cabide* 13 e o membro transversal principal de piso 14 e também os seus elementos de suporte 15, 15a, 16, 16a e 17, 17a são projetados como componentes integrais de peça única da unidade integral 10.

As unidades integrais 10 da modalidade exemplar descrita são
15 produzidas de plástico reforçado com fibra, isto é, de plástico reforçado com fibra de carbono.

A produção das unidades integrais 10 pode ocorrer, em particular, em uma operação, com todos os componentes necessários sendo produzidos em uma peça, isto é, integralmente. Uma produção pode ocorrer,
20 em particular, em um molde negativo de tal maneira que as tolerâncias que ocorram sejam, cada uma, partilhadas para o lado que não é importante para instalação, isto é, no flange interno do corpo principal da unidade integral 10, cujo corpo principal forma a armação, e no lado inferior dos membros transversais 12, 13 e 14.

25 A formação integral na unidade integral de todos os elementos de suporte e de conexão que ocorrem em um segmento de fuselagem, junto com a construção economizadora de peso CRFP descrita, reduz o peso e aumenta a resistência, e um grande número de pontos de ligação e de conexão entre os elementos respectivos é omitido.

30 Um método para produzir uma estrutura de fuselagem de aeroplano de acordo com a invenção é para ser descrito abaixo com referência à Figura 3. O dito método contém a produção das unidades integrais 10 do

tipo descrito acima, que são requeridas para a estrutura de fuselagem de aeroplano e contêm a armação 11 de um segmento de fuselagem, os elementos de conexão 18, 19 para conexão aos elementos de forro 20 compreendendo as longarinas 22 e o forro 21, e os membros transversais 12, 13, 14 e os elementos 15, 15a, 16, 16a e 17, 17a, e opcionalmente elementos adicionais que não são ilustrados especificamente aqui. Além disso, são produzidos os elementos de forro 20 que contêm o forro 21 e as longarinas 22. Além disso, os elementos de forro 20 já podem ser completados com armações de janela, armações de porta e o similar. As unidades integrais 10 são ilustradas em forma esquemática na Figura 3(a). As unidades integrais 10 são então dispostas em um aparelho de instalação 30 e ajustadas, e os elementos de forro 20 são montados nas unidades integrais 10 e são conectados a elas, como ilustrado em forma esquemática na Figura 3(c).

Durante a produção dos elementos de forro 20, abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio ("GLARE") podem ser fornecidas em pontos críticos, em particular naqueles que estão subseqüentemente localizados na região das unidades integrais 10. As abas de compósito desse tipo são formadas por um laminado de camadas de uma folha delgada de uma liga de alumínio e um material de fibra têxtil, que é um pano tecido ou encaixe de fibras de vidro ou fibras adequadas similares que são alternadamente assentadas uma acima da outra. As abas de compósito desse tipo servem para compensar diferentes coeficientes térmicos de expansão de ligas de metal leve e plásticos reforçados com fibra. Sua estrutura de compósito possibilita-os adaptarem-se a diferentes coeficientes de expansão dos materiais envolvidos. As abas de compósito desse tipo podem também ser fornecidas nos pontos de conexão de elementos de forro 20 adjacentes ao forro 21.

Os braços angulares da armação que são formados nas unidades integrais 10 são rebitados aos elementos de forro 20. Todos os membros longitudinais a serem fornecidos na estrutura de fuselagem da aeronave, tal como trilhos de assento e os seus suportes, são então introduzidos e parafusados.

As conchas de forro 20, o seu forro 21 e as suas longarinas 22

podem ser produzidos de um material de plástico reforçado com fibra de carbono (CFRP) ou de metal leve. Se eles não são compostos de um material de plástico reforçado com fibra, os diferentes coeficientes térmicos de expansão de unidade integral 10 e o elemento de forro 20 têm que ser lida-
 5 dos pelo pente de transmissão de força 18, a rebitagem e o forro 21 na direção circunferencial. Uma compensação de diferentes coeficientes térmicos de expansão pode ocorrer por meio das abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio acima descrita. As abas de compósito desse tipo podem também ser usadas de modo a fortalecer os elementos de forro 20 contra possí-
 10 veis rasgos longitudinais largos se a estrutura da fuselagem da aeronave for submetida a tensões não usuais.

A estrutura de fuselagem da aeronave, produzida da maneira descrita, pode então também ser suplementada por uma unidade de cabine do piloto e uma seção de quina, que suportam a unidade de cauda, para for-
 15 necer a fuselagem completa da aeronave.

Lista de Números de Referência

10	Unidade integral
11	Armação, corpo principal
12	Membro transversal
20 13	Membro transversal <i>cabide</i>
14	Membro transversal principal
15, 15a	Elemento de suporte
16, 16a	Elemento de suporte
17, 17a	Elemento de suporte
25 18	Pente de transmissão de força
19	Braço de armação
20	Elemento de forro
21	Forro
22	Longarina
30 30	Aparelho de instalação

REIVINDICAÇÕES

1. Estrutura de fuselagem de aeronave com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e que na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão, caracterizada pelo fato de que a estrutura de fuselagem de aeroplano contém unidades integrais (10) em que cada uma corre na direção circunferencial de um segmento de fuselagem e em que a armação (11) de um segmento de fuselagem e elementos de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) que compreendem longarinas (22) e forro (21) são formados.

2. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) são, cada uma, pré-fabricadas em uma peça.

3. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1 ou 2, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) têm, cada uma, um corpo principal correndo essencialmente no plano de um segmento de fuselagem e formando a armação (11), e os elementos de conexão (17, 18) que projetam-se dali e são pretendidos para conexão a elementos de forro (20) que compreendem longarinas (22) e forro (21).

4. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1, 2 ou 3, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) correm de uma maneira anular fechada por toda a circunferência de um segmento de fuselagem.

5. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 4, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um membro transversal de porão (12).

6. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 5, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um dispositivo de endurecimento *cabide* (13).

7. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 6, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um membro transversal principal de piso 14.

8. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações 5 a 7, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm elementos de suporte (15, 15a, 16, 16a, 17, 17a) para os membros transversais (12, 13, 14).

5 9. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 8, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) são produzidas de plástico reforçado com fibra.

10 10. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 9, caracterizada pelo fato de que as unidades integrais (10) são produzidas do plástico reforçado com fibra de carbono.

15 11. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 10, caracterizada pelo fato de que a estrutura de fuselagem de aeronave é montada de um número de unidades integrais (10) pré-fabricadas e um número de elementos de forro (20) pré-fabricados que são conectados ao último e contém forro (21) e longarinas (22).

20 12. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 11, caracterizada pelo fato de que os elementos de conexão (17, 18) são formados por um pente de transmissão de força (18) com dentes que se projetam do corpo principal da unidade integral 10, cujo corpo principal forma a armação (11), e os elementos de forro (20) são fixados ao dito pente de transmissão de força.

25 13. Unidade integral para uma estrutura de fuselagem de aeronave com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e na direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova de compressão, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém a armação (11) de um segmento de fuselagem e elementos de conexão (17, 18) para conectar aos elementos de forro (20) compreendendo longarinas (22) e forro (21), e é pré-fabricada.

30 14. Unidade integral de acordo com a reivindicação 13, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) é pré-fabricada em uma peça.

15. Unidade integral de acordo com a reivindicação 13 ou 14,

caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém um corpo principal que corre essencialmente no plano de um segmento de fuselagem e forma a armação (11), e os elementos de conexão (17, 18) que se projetam do dito corpo principal e são pretendidos para conectarem-se aos elementos de forro (20) compreendendo as longarinas (22) e o forro (21).

16. Unidade integral de acordo com a reivindicação 13, 14 ou 15, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) corre de uma maneira anularmente fechada por toda a circunferência de um segmento de fuselagem.

17. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 13 a 16, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém um membro transversal de porão (12).

18. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 13 a 17, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém um dispositivo de endurecimento *cabide* (13).

19. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 13 a 18, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém um membro transversal principal de piso (14).

20. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 17 a 19, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) contém elementos de suporte (15, 15a, 16, 16a e 17, 17a) para os membros transversais (12, 13, 14)

21. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 13 a 20, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) é produzida de plástico reforçado com fibra.

22. Unidade integral de acordo com a reivindicação 21, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) é produzida de plástico reforçado com fibra de carbono.

23. Unidade integral de acordo com uma das reivindicações de 13 a 21, caracterizada pelo fato de que a unidade integral (10) é fornecida para construção da estrutura de fuselagem de aeroplano de um número de unidades integrais (10) e um número de elementos de forro (20) pré-

fabricados que são conectados às ditas unidades integrais e contém forro (21) e longarinas (22).

24. Unidade integral de acordo com a reivindicação 23, caracterizada pelo fato de que os elementos de conexão (17, 18) são formados por um pente de transmissão de força (17) com dentes que se projetam do corpo principal da unidade integral (10), cujo corpo principal forma a armação (11), e os elementos de forro (20) são fixados aos ditos dentes.

25. Método para produção de uma estrutura de fuselagem de aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nelas e na direção para fora veda a fuselagem da aeronave de uma maneira à prova de compressão, caracterizado pelo fato de que as unidades integrais (10) são produzidas as quais contêm a armação (11) de um segmento de fuselagem e elementos de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) que compreendem as longarinas (22) e forro (21), em que os elementos de forro (20) são produzidos os quais contêm forro (21) e longarinas (22), em que as unidades integrais (10) são dispostas em um aparelho de instalação em que os elementos de forro (20) são montados nas unidades integrais (10) e conectados nelas.

26. Método de acordo com a reivindicação 25, caracterizado pelo fato de que pentes de transmissão de força (18) formados nas unidades integrais (10) são conectados aos elementos de forro (20).

27. Método de acordo com a reivindicação 25 ou 26, caracterizado pelo fato de que os braços angulares da armação (19) formados nas unidades integrais (10) são rebitados aos elementos de forro (20).

28. Método de acordo com a reivindicação 25, 26 ou 27, caracterizado pelo fato de que, na região das unidades integrais (10), as abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio são fornecidas como um dispositivo de reforço no interior do forro (21) dos elementos de forro (20).

29. Método de acordo com uma das reivindicações de 25 a 28, caracterizado pelo fato de que as abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio são fornecidas em pontos de conexão dos elementos de forro (20)

e conectam o forro (21) dos elementos de forro (20).

30. Método de acordo com uma das reivindicações de 25 a 29, caracterizado pelo fato de que os elementos de forro (20) são completados com longarinas (22), e armações de janela e armações de porta, antes da
5 instalação.

a)

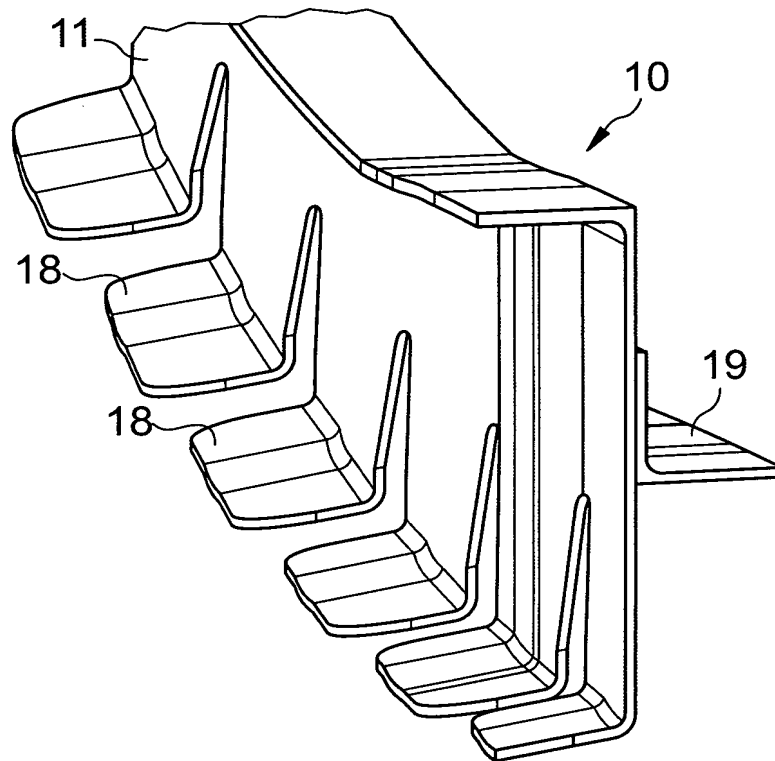


b)



FIG 2

a)



b)

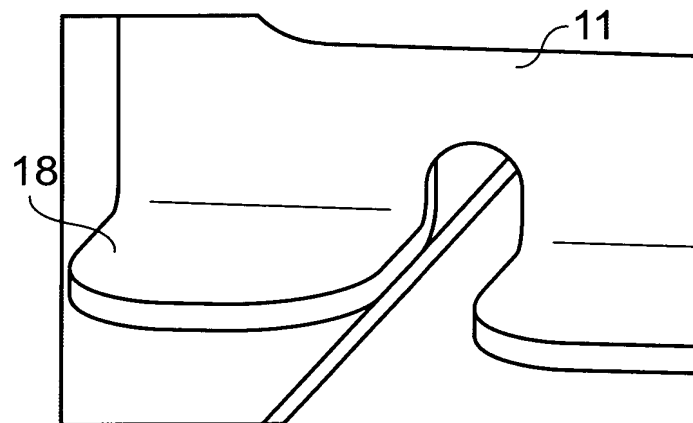
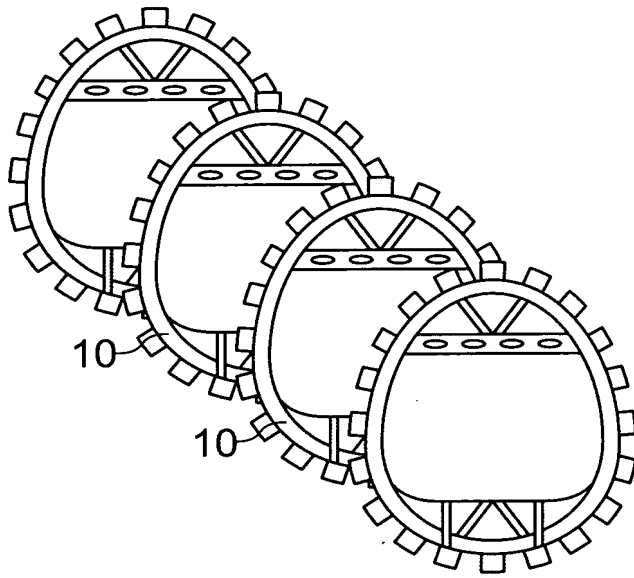
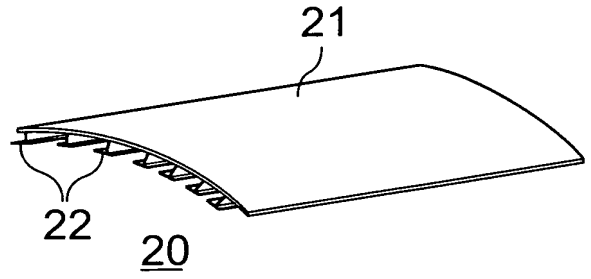


FIG 3

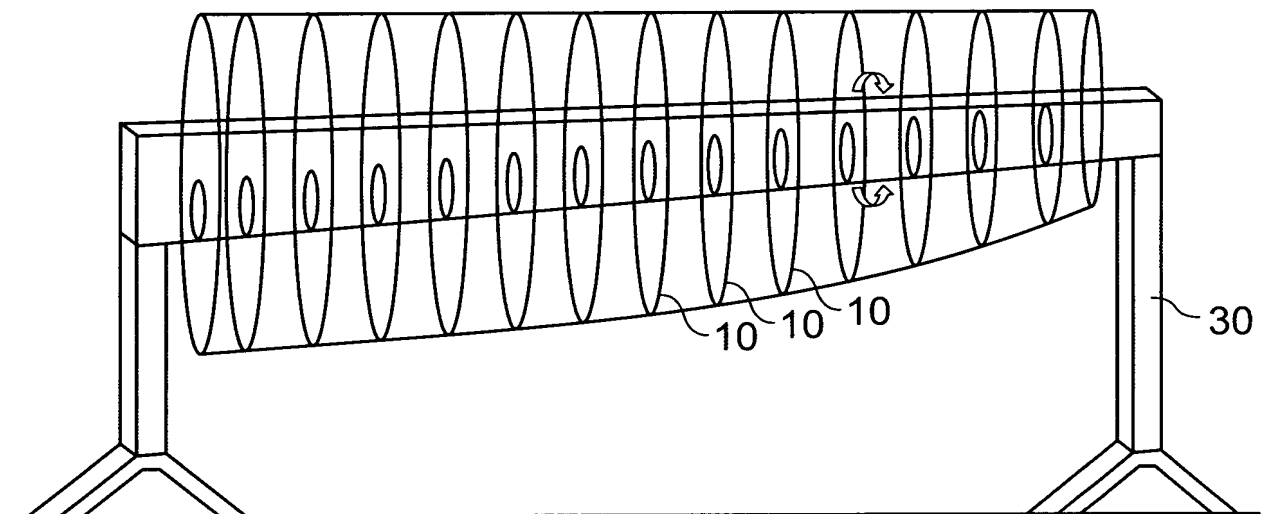
a)



b)



c)



RESUMO

Patenté de Invenção: "**ESTRUTURA DE FUSELAGEM DE AEROPLANO E MÉTODO PARA PRODUZI-LA**".

A presente invenção refere-s a uma estrutura de fuselagem de
5 aeroplano com armações correndo na direção circunferencial, longarinas
correndo na direção longitudinal e um forro que é disposto nas mesmas e na
direção para fora veda a fuselagem do aeroplano de uma maneira à prova
de compressão. De acordo com a invenção, é com a condição que a estrutu-
ra de fuselagem de aeronave contém unidades integrais (10) pré-fabricadas
10 que, cada uma, corre na direção circunferencial de um segmento de fusela-
gem e em que a armação (11) de um segmento de fuselagem e elementos
de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) compreen-
dendo longarinas (22) e forro (21) são formados.

Novo quadro reivindicatório (total de 18 reivindicações), incorporando as emendas às reivindicações conforme relatório do Artigo 19.

REIVINDICAÇÕES

1. Estrutura de fuselagem de aeronave com armações que correm na direção circunferencial, longarinas que correm na direção longitudinal e um forro que é disposto nas mesmas e que na direção para fora veda a fuselagem da aeronave de uma maneira à prova de compressão, em que a
5 estrutura de fuselagem de aeronave contém unidades integrais (10) em que a estrutura de fuselagem de aeronave contém unidades integrais pré-fabricadas (10) que cada uma corre na direção circunferencial de um segmento de fuselagem e em que a armação (11) de um segmento de fuselagem, em que cada uma das unidades integrais (10) compreende:
10 uma armação (11); e
elementos de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) que compreendem longarinas (22) e forro (21); **caracterizada** pelo fato de que cada uma das unidades integrais (10) ainda compreende uma
15 viga transversal (12, 13, 14) que forma um componente de peça única de cada uma das unidades integrais (10).
2. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) são, cada uma, pré-fabricadas em uma peça.
- 20 3. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1 ou 2, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) têm, cada uma, um corpo principal que correm essencialmente no plano de um segmento de fuselagem e formando a armação (11), e os elementos de conexão (17, 18) que projetam-se dali e são pretendidos para conexão aos
25 elementos de forro (20) que compreendem longarinas (22) e forro (21).
4. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 1, 2 ou 3, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) correm de uma maneira anular fechada ao longo de toda a circunferência de um segmento de fuselagem.
- 30 5. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 4, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um membro transversal de porão (12).

6. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 5, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um dispositivo cabide de reforço (13).

5 7. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 6, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm um membro transversal principal de piso (14).

8. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 5 a 7, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) contêm elementos de suporte (15, 15a, 16, 16a, 17, 17a) para os
10 membros transversais (12, 13, 14).

9. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 8, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) são produzidas de plástico reforçado com fibra.

10. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 9, **caracterizada** pelo fato de que as unidades integrais (10) são produzidas do plástico reforçado com fibra de carbono.
15

11. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com uma das reivindicações de 1 a 10, **caracterizada** pelo fato de que a estrutura de fuselagem de aeronave é montada a partir de um número de unidades integrais (10) pré-fabricadas e um número de elementos de forro (20) pré-fabricados
20 que são conectados ao último e contém forro (21) e longarinas (22).

12. Estrutura de fuselagem de aeronave de acordo com a reivindicação 11, **caracterizada** pelo fato de que os elementos de conexão (17, 18) são formados por um pente de transmissão de força (18) com dentes
25 que se projetam do corpo principal da unidade integral (10), cujo corpo principal forma a armação (11), e os elementos de forro (20) são fixados ao dito pente de transmissão de força.

13. Método para produção de uma estrutura de fuselagem de aeronave com armações que correm na direção circunferencial, longarinas
30 que correm na direção longitudinal e um forro que é disposto nas mesmas e na direção para fora e veda a fuselagem da aeronave de uma maneira à prova de compressão, compreendendo as seguintes etapas:

produção das unidades integrais (10), cada uma em uma peça que contém a armação (11) de um segmento de fuselagem, elementos de conexão (17, 18) para conexão aos elementos de forro (20) que compreendem as longarinas (22) e forro (21) e uma viga transversal (12, 13, 14);

5 produção dos elementos de forro (20) os quais contêm o forro (21) e as longarinas (22);

disposição e ajuste das unidades integrais (10) em um aparelho de instalação (30); e

montagem e conexão dos elementos de forro (20) nas unidades
10 integrais (10).

14. Método de acordo com a reivindicação 13, **caracterizado** pelo fato de que os pentes de transmissão de força (18) formados nas unidades integrais (10) são conectados aos elementos de forro (20).

15 15. Método de acordo com a reivindicação 13 ou 14, **caracterizado** pelo fato de que os braços angulares da armação (19) formados nas unidades integrais (10) são rebitados aos elementos de forro (20).

16. Método de acordo com a reivindicação 13, 14 ou 15, **caracterizado** pelo fato de que, na região das unidades integrais (10), as abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio são fornecidas como um dispositivo de reforço no interior do forro (21) dos elementos de forro (20).
20

17. Método de acordo com uma das reivindicações de 13 a 16, **caracterizado** pelo fato de que as abas de compósito de fibra de vidro e de alumínio são fornecidas em pontos de conexão dos elementos de forro (20) e conectam o forro (21) dos elementos de forro (20) adjacentes.

25 18. Método de acordo com uma das reivindicações de 13 a 17, **caracterizado** pelo fato de que os elementos de forro (20) são completados com longarinas (22), e armações de janela e armações de porta, antes da instalação.