

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

(21) **PI0706867-0 A2**

(22) Data de Depósito: 15/01/2007
(43) Data da Publicação: 12/04/2011
(RPI 2101)



(51) *Int.Cl.:*
A01B 71/08
B64C 21/10

(54) Título: **PROCESSO PARA PROTEÇÃO DO BORDO DE ATAQUE OCO DE UMA SUPERFÍCIE AERODINÂMICA DE AERONAVE E AERONAVE**

(30) Prioridade Unionista: 16/01/2006 FR 0600350

(73) Titular(es): AIRBUS FRANCE

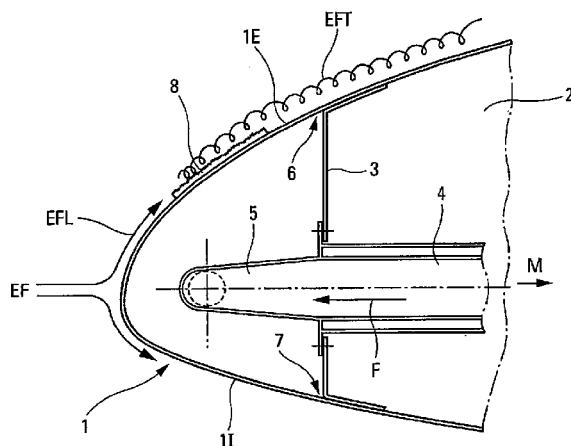
(72) Inventor(es): DAVID DONJAT, OLIVER BARBARA

(74) Procurador(es): Antonio Mauricio Pedras Arnaud

(86) Pedido Internacional: PCT FR2007000065 de 15/01/2007

(87) Publicação Internacional: WO 2007/080333 de 19/07/2007

(57) Resumo: PROCESSO PARA PROTEÇÃO DO BORDO DE ATAQUE OCO DE UMA SUPERFÍCIE ABRODINANICA DE AERONAVE E AERONAVE De acordo com a invenção, sobre pelo menos uma das faces (IE, II) do dito bordo de ataque (1), à frente da parede (3), exerce-se uma ação sobre o escoamento fluido (EF) para fazê-lo passar do estado laminar (EFL) para o estado turbulento (EFT) a fim de aumentar as trocas térmicas e minimizar as restrições térmicas sobre o dito bordo de ataque.



"PROCESSO PARA PROTEÇÃO DO BORDO DE ATAQUE OCO DE UMA SUPERFÍCIE AERODINÂMICA DE AERONAVE E AERONAVE"

A presente invenção refere-se à remoção do gelo formado no bordo de ataque de superfícies aerodinâmicas de aeronaves, tais como asas, empenagens ou nacelas de motores.

Sabe-se que, em caso de necessidade (prevenção contra a formação de gelo ou eliminação do gelo já formado), a camada de gelo formada no bordo de ataque de tais superfícies aerodinâmicas é removida por aquecimento com ar quente sob pressão, sangrado de pelo menos um dos motores da aeronave e encaminhado no interior do dito bordo de ataque por um circuito de circulação de ar quente sob pressão.

Para isso, tal superfície aerodinâmica compreende, de maneira conhecida, um bordo de ataque oco fechado, na parte traseira, por uma parede interna (ou quadro) interligando as faces do extradorso e do intradorso do dito bordo de ataque, sendo previsto pelo menos um orifício para estabelecer a comunicação entre o dito bordo de ataque e o exterior, e sendo previsto pelo menos um conduto de alimentação de ar quente, capaz de ser conectado, de um lado, ao dito circuito de circulação de ar quente sob pressão e, do outro lado, a pelo menos um injetor injetando um fluxo do dito ar quente sob pressão dentro do dito bordo de ataque.

Assim, o dito fluxo de ar quente circula dentro do dito bordo de ataque, aquecendo-o antes de escapar para o exterior pelo orifício de comunicação.

Na prática, em tal sistema conhecido de remoção de gelo, depara-se com a dificuldade residindo no fato que a vazão e a temperatura do ar quente sangrado do dito motor variam de maneira importante em função do regime deste último: por exemplo, quando a aeronave está aguardando no solo e o motor está em regime baixo, a vazão e a temperatura do dito ar quente sangrado também estão em um nível baixo, ao passo que, quando a aeronave está em

procedimento de subida, o regime do motor é elevado e a vazão e a temperatura do dito ar quente sangrado também apresentam valores elevados.

Ora, tal sistema de remoção de gelo conhecido deve ser eficaz em ambos os casos extremos mencionados acima. O resultado é que, sendo o dito sistema de remoção de gelo previsto para ser eficaz em baixo regime, o dito bordo de ataque corre o risco de ser danificado, e até destruído, em regimes elevados do dito motor.

Para resolver este problema, poder-se-ia, evidentemente, utilizar materiais refratários para a realização de pelo menos parte do bordo de ataque, ou então, prever reforços estruturais neste último. Contudo, seriam soluções dispendiosas e que, além disso, aumentariam a massa do dito bordo de ataque.

A presente invenção tem por objeto remediar os inconvenientes mencionados acima, de maneira simples e eficaz.

Para tal, de acordo com a invenção, o processo para a proteção do bordo de ataque oco de uma superfície aerodinâmica de aeronave contra os efeitos prejudiciais de temperaturas excessivamente elevadas do ar quente de degelo circulando no interior do dito bordo de ataque, sendo o dito bordo de ataque fechado, na parte traseira, por uma parede interligando as faces do extradorso e do intradorso deste, e sendo o dito ar quente de degelo sangrado de pelo menos um motor da dita aeronave, é notável pelo fato de, sobre pelo menos uma das ditas faces do bordo de ataque, à frente da dita parede, exercer-se uma ação sobre o escoamento fluido para fazê-lo passar do estado laminar para o estado turbulento.

A presente invenção é resultado das duas constatações seguintes efetuadas pela requerente:

- quando aparecem pontos quentes em tal bordo de ataque, eles se encontram na vizinhança da junção entre a dita parede interna e as faces do dito bordo de ataque; e
- na vizinhança de tal junção, o escoamento fluido sobre

as ditas faces do bordo de ataque é laminar.

Assim, agindo-se sobre o dito escoamento fluido à frente da dita parede (ou seja, a montante, quando se considera este escoamento fluido) para fazê-lo passar do estado laminar para o estado turbulento, aumenta-se fortemente o coeficiente de troca térmica entre o dito bordo de ataque e o dito escoamento fluido, antes e na altura dos ditos pontos quentes, o que permite resfriar e proteger o dito bordo de ataque nos locais sensíveis a temperaturas excessivamente elevadas.

Notar-se-á que, em fase de decolagem da aeronave, aumentando o escoamento fluido sobre o dito bordo de ataque à medida que a velocidade da aeronave aumenta, a eficácia do resfriamento do dito bordo de ataque aumenta com essa velocidade, e, portanto, com o regime do motor. Em contrapartida, quando não há nenhum escoamento fluido sobre o bordo de ataque (parada da aeronave no solo) ou quando tal escoamento fluido é pequeno, a aplicação da invenção não tem efeito e a remoção de gelo permanece ótima para tais condições.

Quando a dita superfície aerodinâmica for uma asa ou uma empenagem, é geralmente vantajoso aplicar a invenção tanto na face do extradorso quanto na face do intradorso do dito bordo de ataque.

Em contrapartida, quando a dita superfície aerodinâmica for uma nacela de motor, geralmente é suficiente aplicar a invenção apenas na face do extradorso do bordo de ataque, apresentando a face do intradorso restrições térmicas menores.

Em uma forma particularmente simples e vantajosa de aplicação da invenção, torna-se rugosa pelo menos parte da(s) faces(s) do bordo de ataque. Tal ação poderia ser realizada por granalhamento (ou qualquer método semelhante) da(s) dita(s) face(s).

Contudo, é preferível realizar tal ação afixando uma faixa rugosa, por exemplo, de tipo abrasivo, sobre a(s) dita(s) face(s) do bordo de ataque, pelo menos

sensivelmente paralelamente à dita parede. Tal faixa rugosa pode facilmente ser instalada por rebite solda, cola, etc. Além disso, a utilização de tal faixa apresenta a vantagem que sua posição sobre o bordo de ataque pode ser finamente ajustada. Ademais, tal faixa não produz nenhum impacto sobre o processo de fabricação do bordo de ataque e não impõe nem material de natureza específica, nem reforço estrutural, para a realização deste último.

10 A presente invenção refere-se, além disso, a uma aeronave compreendendo:

- pelo menos um motor;

- pelo menos uma superfície aerodinâmica provida de um bordo de ataque sensível ao gelo, sendo o dito bordo de ataque oco e fechado na parte traseira por uma parede interligando as faces do extradorso e do intradorso deste; e

- pelo menos um conduto de alimentação de ar quente sob pressão conectado, de um lado, ao dito motor e, do outro lado, a pelo menos um injetor injetando um fluxo do dito ar quente sob pressão no dito bordo de ataque, aquecendo-o,

sendo que a dita aeronave é notável pelo fato de pelo menos uma das ditas faces do dito bordo de ataque ser rugosa à frente da dita parede, a fim de tornar turbulento o escoamento fluido sobre a dita face.

De preferência, a rugosidade da dita face decorre do fato que esta última compreende uma faixa rugosa afixada pelo menos sensivelmente paralelamente à dita parede.

30 As figuras do desenho anexo mostrarão bem como a invenção pode ser realizada. Nessas figuras, referências idênticas designam elementos semelhantes.

A figura 1 é uma vista esquemática, em corte segundo a linha I-I da figura 2, de um bordo de ataque aperfeiçoado de acordo com a invenção; e

35 A figura 2 é uma vista de cima do bordo de ataque da figura 1.

No exemplo esquemático das figuras 1 e 2, representou-se o bordo de ataque 1 de uma superfície aerodinâmica 2 de uma aeronave (não representada). A superfície aerodinâmica 2 é, por exemplo, a nacela de um motor M
5 (não representado) da dita aeronave.

O bordo de ataque 1 é oco e é fechado na parte traseira por uma parede 3 interligando o extradorso 1E e o intradorso 1I do dito bordo de ataque.

No interior da superfície aerodinâmica 2, é previsto um
10 conduto 4 de alimentação de ar quente sob pressão conectado, de um lado, ao dito motor M, do qual é sangrado o dito ar quente (seta F). Do outro lado, o dito conduto 4 é conectado, através da parede 3, a um injetor
5 injetando um fluxo de ar quente sob pressão no interior
15 do dito bordo de ataque 1 (seta f). O dito fluxo de ar quente circula no interior do dito bordo de ataque 1, aquecendo-o para eliminar a eventual formação de gelo sobre as faces do extradorso 1E e/ou do intradorso 1I, e em seguida devolvido para a atmosfera por um ou mais
20 orifício(s) não representado(s).

Se o regime do motor M for elevado, a vazão e a temperatura dos fluxos de ar quente F e f são importantes e pontos quentes 6 e/ou 7 podem aparecer no dito bordo de ataque 1, na junção entre a parede 3, de um lado, e do
25 extradorso 1E e/ou do intradorso 1I do bordo de ataque 1, de outro lado.

No exemplo representado nas figuras 1 e 2, supôs-se que o ponto quente 7, na altura do intradorso 1I, não poderia causar nenhuma ação prejudicial sobre o bordo de ataque
30 1, mas que, pelo contrário, o ponto quente 6, na altura do extradorso 1E, seria capaz de danificar, e até destruir, o dito bordo de ataque 1.

Portanto, de acordo com a invenção, sobre o dito extradorso 1E, à frente da parede 3, instalou-se uma
35 faixa 8 de um material rugoso, paralelamente à dita parede. A fixação da faixa rugosa 8 sobre o extradorso 1E pode ser realizada por qualquer meio conhecido, tal como

cola, rebite, solda, etc. A faixa rugosa 8 pode ser do tipo dos abrasivos industriais conhecidos, por exemplo, à base de carboneto de silício.

5 Pelo fato da presença da faixa 8 sobre o extradorso 1E, o escoamento fluido EF sobre este passa do estado laminar EFL (antes da faixa 8) para o estado turbulento EFT (a partir da faixa 8). Conseqüentemente, na altura do ponto quente 6, são criadas condições de convecção térmicas favoráveis entre o extradorso 1E e o ambiente exterior,
10 permitindo a proteção do dito extradorso 1E contra as temperaturas excessivamente elevadas.

Compreender-se-á facilmente que a largura l da faixa 8, a distância D da mesma até a parede 3, bem como a granulometria da dita faixa rugosa, são parâmetros que
15 permitem o ajuste fino da ação da dita faixa rugosa sobre o escoamento EF.

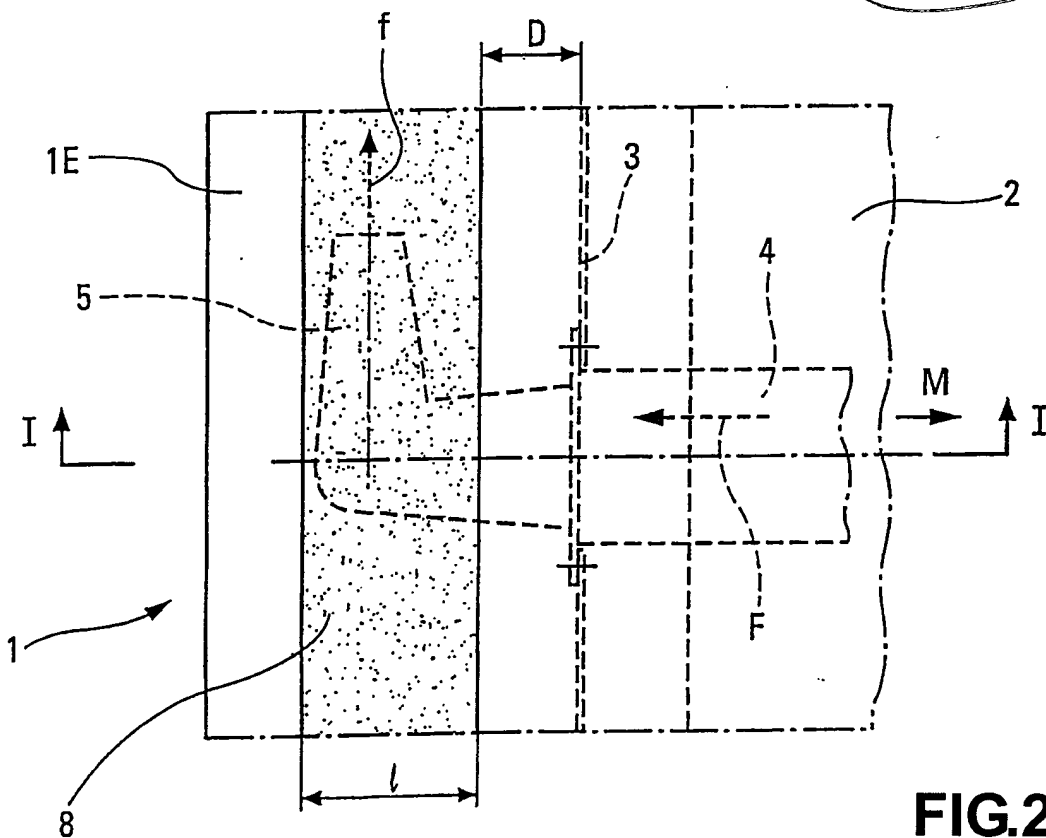
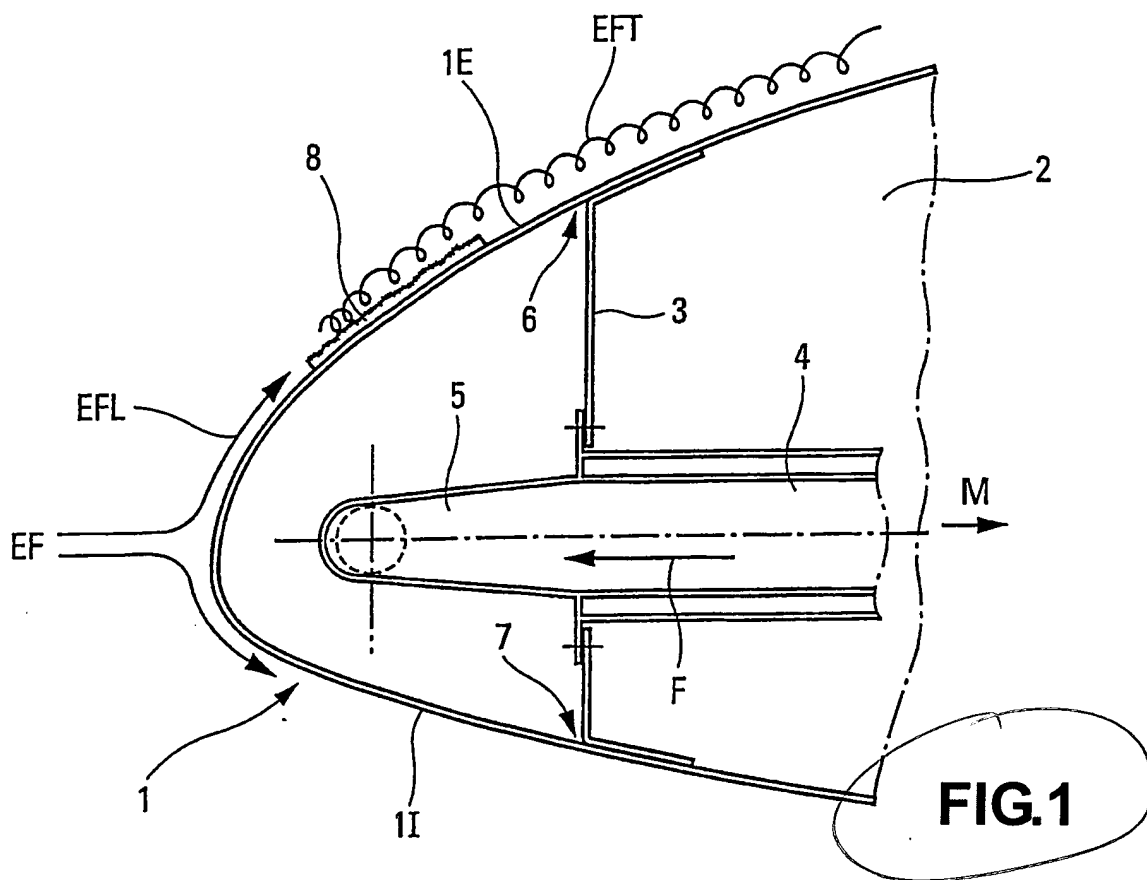
Compreender-se-á, além disso, que se o ponto quente 7 fosse perigoso para a integridade do bordo de ataque 1, seria possível instalar sobre o intradorso 1I uma faixa
20 rugosa semelhante à faixa 8 afixada sobre o extradorso 1E.

REIVINDICAÇÕES

1. Processo para proteção do bordo de ataque oco de uma superfície aerodinâmica de aeronave, contra os efeitos prejudiciais de temperaturas excessivamente elevadas do ar quente de degelo (f) circulando no interior do dito bordo de ataque (1), sendo o dito bordo de ataque (1) fechado, na parte traseira, por uma parede (3) interligando as faces do extradorso (1E) e do intradorso (1I) deste, e sendo o dito ar quente de degelo (f) sangrado de pelo menos um motor (M) da dita aeronave, caracterizado pelo fato de, sobre pelo menos uma das ditas faces (1E, 1I) do bordo de ataque (1), à frente da dita parede (3), exerce-se uma ação sobre o escoamento fluido (EF) para fazê-lo passar do estado laminar (EFL) para o estado turbulento (EFT).
2. Processo, de acordo com a reivindicação 1, aplicado a uma superfície aerodinâmica (2) de tipo asa ou empenagem, caracterizado pelo fato de a dita ação ser exercida tanto sobre a face do extradorso (1E) quanto na face do intradorso (1I) do dito bordo de ataque (1).
3. Processo, de acordo com a reivindicação 1, aplicado a uma superfície aerodinâmica (2) de tipo nacela de motor, caracterizado pelo fato de a dita ação ser exercida apenas sobre a face do extradorso (1E) do dito bordo de ataque (1).
4. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 1 a 3, caracterizado pelo fato de a dita ação consistir em tornar rugosa pelo menos uma parte da dita face do bordo de ataque (1).
5. Processo, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de a dita ação consistir em afixar uma faixa rugosa (8) sobre a dita face (1E, 1I) do bordo de ataque (1), pelo menos sensivelmente paralelamente à dita parede (3).
6. Processo, de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de a dita faixa rugosa (8) ser constituída por um abrasivo.

7. Aeronave, compreendendo:

- pelo menos um motor (M);
 - pelo menos uma superfície aerodinâmica (2) provida de um bordo de ataque (1) sensível ao gelo, sendo o dito
 - 5 bordo de ataque (1) oco e fechado na parte traseira por uma parede (3) interligando as faces do extradorso (1E) e do intradorso (1I) deste; e
 - pelo menos um conduto (4) de alimentação de ar quente sob pressão conectado, de um lado, ao dito motor (M) e,
 - 10 do outro lado, a pelo menos um injetor (5) injetando um fluxo (f) do dito ar quente sob pressão dentro do dito bordo de ataque (1), de maneira que o dito fluxo de ar quente (f) circule dentro do dito bordo de ataque (1), aquecendo-o,
 - 15 caracterizada pelo fato de pelo menos uma das ditas faces (1E, 1I) do dito bordo de ataque ser rugosa à frente da dita parede (3), a fim de tornar turbulento o escoamento fluido sobre a dita face.
8. Aeronave, de acordo com a reivindicação 7,
- 20 caracterizada pelo fato de a dita face rugosa carregar uma faixa rugosa (8) afixada pelo menos sensivelmente paralelamente à dita parede (3).



RESUMO

"PROCESSO PARA PROTEÇÃO DO BORDO DE ATAQUE OCO DE UMA SUPERFÍCIE AERODINÂMICA DE AERONAVE E AERONAVE"

De acordo com a invenção, sobre pelo menos uma das faces
5 (1E, 1I) do dito bordo de ataque (1), à frente da parede
(3), exerce-se uma ação sobre o escoamento fluido (EF)
para fazê-lo passar do estado laminar (EFL) para o estado
turbulento (EFT) a fim de aumentar as trocas térmicas e
minimizar as restrições térmicas sobre o dito bordo de
10 ataque.