

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

(21) PI0710386-7 A2



(51) Int.CI.:
B64C 7/02 2006.01
B64C 1/14 2006.01
B64C 23/06 2006.01
B64D 29/02 2006.01

(54) Título: AERONAVE

(30) Prioridade Unionista: 23/05/2006 FR 0604629

(73) Titular(es): Airbus France

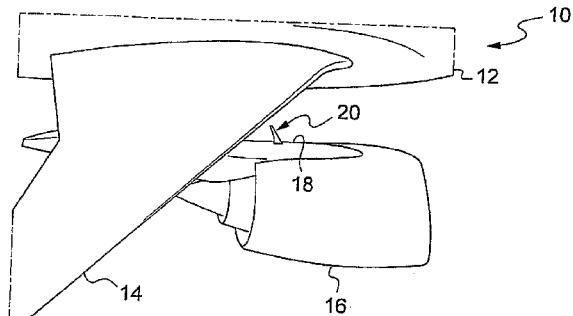
(72) Inventor(es): Marjorie Defoës, Thierry Fol

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

(86) Pedido Internacional: PCT FR2007000806 de 11/05/2007

(87) Publicação Internacional: WO 2007/135270 de 29/11/2007

(57) Resumo: AERONAVE. A invenção refere-se a uma aeronave compreendendo uma fuselagem longitudinal, pelo menos duas asas laterais acopladas simetricamente de ambos os lados da fuselagem e pelo menos uma nacela de reator fixada a cada asa lateral por intermédio de um mastro de suporte de reator (18) caracterizada pelo fato de pelo menos um corpo sustentador perfilado (20, 30) ser disposto sobre cada um dos mastros de suporte de reator, de maneira a gerar uma força resultante propulsora sob a ação de um escoamento de ar oblíquo.





PI0710386-7

"AERONAVE".

A invenção refere-se a um dispositivo que permite reduzir o arrasto aerodinâmico de uma aeronave.

Nas aeronaves, procura-se continuamente reduzir o arrasto aerodinâmico em vôo de cruzeiro por diversas razões, especialmente para economizar combustível.

A presente invenção tem por objetivo principal reduzir o arrasto aerodinâmico de uma aeronave.

Para tal, a invenção se refere a uma aeronave 10 compreendendo uma fuselagem longitudinal, pelo menos duas asas laterais acopladas simetricamente de ambos os lados da fuselagem e pelo menos uma nacela de reator fixada a cada asa lateral por intermédio de um mastro de suporte de reator.

15 De acordo com a invenção, pelo menos um corpo sustentador perfilado é disposto sobre cada um dos mastros de suporte de reator, de maneira a gerar uma força resultante propulsora sob a ação de um escoamento de ar oblíquo.

Este corpo é submetido a um escoamento de ar local de 20 grande intensidade criado pela interação da fuselagem e da superfície de sustentação principal [as asas] com o escoamento de ar longitudinal a montante da aeronave. A direção deste escoamento não é alinhada com a direção geral longitudinal do escoamento de ar a montante da 25 aeronave, mas é orientada obliquamente em relação a esta última. A força de sustentação que se desenvolve sobre este corpo é orientada perpendicularmente à direção de escoamento local oblíquo. Esta força de sustentação é orientada majoritariamente em direção à ponta da asa e, 30 minoritariamente, em direção à dianteira da aeronave. Tal força projetada na linha de vôo da aeronave induz uma força resultante de propulsão.

Notar-se-á que forças locais de arrasto são geradas pelo corpo.

35 Contudo, a contribuição destas forças locais para o arrasto resultante da aeronave é grandemente compensada pela força resultante de propulsão induzida pela projeção

da sustentação do corpo sobre o eixo do arrasto resultante da aeronave.

De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo estende-se a partir de uma extremidade fixada no 5 mastro de suporte de reator, afastando-se desta extremidade, segundo uma direção de extensão inclinada de pelo menos 30° em relação ao extradorso da asa lateral em questão.

A 10 inclinação da direção de extensão do corpo não é necessariamente vertical (90°), porém não deve ser muito próxima da horizontal, pois, então, o corpo não pode mais utilizar o escoamento de ar oblíquo em relação à direção longitudinal de escoamento de ar a montante para gerar uma força de sustentação.

15 De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo é disposto sobre a linha de crista do mastro de suporte de reator ou à proximidade desta.

Ao se dispor o corpo desta maneira, este último pode recuperar uma parte da energia contida no escoamento de 20 ar transversal.

De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo é disposto ao longo da direção longitudinal do mastro de suporte de reator a uma distância da parte do mastro fixada à asa lateral que é compreendida entre 10% 25 e 70% da corda local da asa.

Ao se dispor o corpo a tal distância da asa, o corpo é capaz de recuperar energia de escoamentos oblíquos. De fato, se o corpo estivesse localizado muito perto da asa, ocorreria uma interação prejudicial com o escoamento do 30 bordo de ataque da asa.

De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo possui uma superfície molhada e uma dimensão de extensão, ou altura, medida a partir de uma extremidade do dito corpo fixada no mastro de suporte de reator, 35 obedecendo a superfície molhada e a altura a uma proporção superfície/altura compreendida entre 1 e 4.

De fato, uma superfície molhada do corpo muito grande

geraria uma força de sustentação muito satisfatória, porém um arrasto próprio muito importante.

Notar-se-á que, ao aumentar a altura do corpo, com superfície constante, reduz-se o arrasto próprio gerado 5 pelo mesmo.

Assim, ao se adaptarem de maneira apropriada a superfície e a altura do corpo, obtém-se uma boa relação entre a força de sustentação obtida, que se deseja favorecer, e o arrasto próprio gerado pelo corpo, que se procura 10 minimizar.

De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo possui uma superfície molhada ajustada em função do ganho de redução de arrasto desejado e das dimensões gerais da aeronave.

15 De acordo com outra característica, o dito pelo menos um corpo possui uma extremidade dita livre oposta a uma extremidade fixada ao mastro de suporte de reator, sendo a extremidade livre orientada para jusante em relação à posição a montante da extremidade fixada, conferindo 20 assim ao corpo uma inclinação para jusante segundo uma direção longitudinal.

Notar-se-á que, para velocidades de aeronave da ordem de Mach 0,4 ou Mach 0,5, a extremidade livre do corpo pode ser disposta sensivelmente na vertical da extremidade do 25 corpo que é fixada ao mastro de suporte. Contudo, quando a aeronave voa a velocidades transônicas, é preferível inclinar a extremidade livre do corpo para jusante com o fim de limitar os fenômenos supersônicos.

Limita-se assim o arrasto gerado pelo corpo em regime 30 transônico. De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo possui uma forma de aleta, o que confere ao corpo um perfil aerodinâmico.

De acordo com uma característica, o dito pelo menos um corpo compreende uma parede definindo um canal interno de 35 evacuação de um escoamento de fluido, comunicando o dito canal, em uma extremidade, com o interior do mastro de suporte de reator de onde provém o escoamento de fluido

e, à distância desta extremidade, com pelo menos uma abertura efetuada na parede do corpo e desembocando no exterior deste último.

Tal disposição, por exemplo, permite drenar, por 5 intermédio do corpo, um escoamento de ar interno do mastro de suporte de reator para o exterior deste último. Outras características e vantagens aparecerão no decorrer da descrição a seguir, dada unicamente a título de exemplo não limitativo, em referência aos desenhos anexos 10 nos quais:

- a figura 1 é uma vista geral esquemática em perspectiva mostrando a implantação de um corpo sustentador de acordo com a invenção em relação à fuselagem e à asa de uma aeronave;

15 A figura 2 é uma vista esquemática aumentada em perspectiva do corpo da figura 1, a partir da fuselagem da aeronave;

A figura 3 é uma vista esquemática aumentada superior do corpo da figura 2 e das forças exercidas;

20 A figura 4 é uma vista esquemática de frente do corpo das figuras 1 e 2;

A figura 5 é uma variante de realização mostrando o corpo da figura 4 em uma orientação angular diferente; e

25 As figuras 6 e 7 são vistas esquemáticas do corpo de acordo com uma variante de realização mostrando um canal interno de evacuação de escoamento e aberturas.

Como representado na figura 1 e designado pela referência 10, uma aeronave 10 comprehende uma fuselagem 12 à qual são unidas duas asas laterais, dispostas simetricamente 30 de ambos os lados da fuselagem. Na figura 1, representou-se apenas uma das asas laterais 14.

Uma nacela de reator 16 é fixada à asa 14 por intermédio de um mastro de suporte de reator 18.

35 O mastro de suporte 18 é fixado sob a asa 14 de maneira convencional não representada e que não será mais detalhada aqui.

O conjunto precitado constituído da nacela de reator 16 e

do mastro de suporte 18 também é previsto de maneira idêntica sob a outra asa lateral não representada nesta figura.

Notar-se-á que, conforme o tipo de aeronave, podem ser 5 previstos vários destes conjuntos sob cada asa lateral.

Como representado nas figuras 1 e 2, um corpo sustentador 20 é disposto sobre o mastro de suporte de reator 18.

Este corpo é perfilado, por exemplo, como uma asa de 10 pequenas dimensões, com o fim de não gerar um arrasto próprio muito importante.

No exemplo representado nas figuras 1 e 2, o corpo 20 apresenta-se sob a forma de uma aleta.

A forma deste corpo sustentador tem efeito similar à de 15 uma asa de avião que voaria à velocidade média local do local de implantação do corpo sustentador sobre o mastro 18.

Como representado na figura 3, em vôo de cruzeiro, o 20 escoamento de ar global a que é submetida a aeronave tem uma direção longitudinal F. Quando a aeronave entra em contato com este escoamento, formam-se escoamentos locais oblíquos, ou seja, não longitudinais, que, graças à invenção, contribuem para reduzir o arrasto global da aeronave.

Na figura 3, representou-se pela seta de referência 22 a 25 direção de um destes escoamentos oblíquos, também chamados de escoamentos de través.

Quando este escoamento local oblíquo encontra o corpo 30 sustentador 20, uma força aerodinâmica 24 é desenvolvida por este último, perpendicularmente à direção do escoamento local oblíquo.

Esta força de sustentação compreende uma componente longitudinal significativa 26 que representa uma força resultante de propulsão contribuindo para reduzir o arrasto aerodinâmico global da aeronave.

35 Apesar de o encontro do escoamento local oblíquo e do corpo sustentador 20 também gerar forças locais de arrasto próprias a este corpo (estas forças parasitas não

estão representadas na figura), estas são largamente compensadas pela componente longitudinal da força resultante de propulsão gerada 24.

Por outro lado, como se verá abaixo, estas forças locais 5 de arrasto também podem ser reduzidas.

Como representado nas figuras 1 e 2, o corpo sustentador 20 é disposto longitudinalmente ao longo da crista do mastro de suporte de reator 18, a uma distância, de um lado, da parte do mastro fixada à asa 14, e, de outro 10 lado, da parte do mastro fixada à nacela 16.

Mais particularmente, o corpo é disposto a montante do bordo de ataque da asa, a uma distância compreendida entre 10% e 70% da corda da asa.

De fato, é importante que o corpo não esteja muito 15 próximo da asa, a fim de evitar que as interações deste com o bordo de ataque sejam prejudiciais.

Por outro lado, com uma disposição do corpo sustentador 20 muito próxima da parte do mastro de suporte 18 fixada à nacela 16, não se poderia mais tirar proveito de 20 escoamentos oblíquos suficientemente intensos.

O corpo 20, por exemplo, é posicionado sobre o mastro de suporte de reator no local onde a derrapagem, ou seja, a diferença entre o escoamento oblíquo local e o escoamento a montante do avião (escoamento longitudinal), é máxima.

25 Mais particularmente, o corpo sustentador 20 compreende duas extremidades opostas, uma extremidade 20a, que serve de base e é fixada ao mastro de suporte de reator (figura 2), e uma extremidade livre 20b, afastada esta última.

O corpo estende-se assim segundo uma direção de extensão, 30 também chamada de altura, que, no exemplo representado na figura 4 (vista de frente da nacela, onde a seta indica a direção da fuselagem), é sensivelmente perpendicular à superfície superior (extradorso) sensivelmente horizontal da asa 14.

35 Contudo, notar-se-á que a direção de extensão do corpo sustentador 20, representado em uma posição vertical nas figuras 1 e 2, pode ser inclinada em relação ao

extradorso da asa, com um ângulo de inclinação que não é necessariamente igual a 90° , mas é pelo menos igual a 30° .

Representou-se um ângulo de inclinação diferente de 90° 5 na figura 5 (vista de frente da nacela, onde a seta indica a direção da fuselagem).

De fato, tal ângulo de inclinação do corpo permite ainda que este último gere uma força de sustentação suficiente para reduzir de maneira significativa o arrasto 10 aerodinâmico global da aeronave, durante o encontro do corpo com um escoamento oblíquo local.

Também convém observar que o corpo sustentador pode adotar tal inclinação quando é fixado sobre a linha de crista do mastro de suporte de reator 18 e também quando 15 é disposto à proximidade desta linha de crista.

Notar-se-á que a superfície molhada do corpo sustentador 20 é ajustada em função do ganho desejado de redução do arrasto aerodinâmico do avião, e das dimensões gerais da aeronave.

- 20 Ao se dimensionar o corpo sustentador 20, deseja-se criar o máximo de sustentação com uma superfície mínima, para que o corpo sustentador não gere um arrasto próprio muito grande.

Notar-se-á que as leis de torção e de arqueamento dos 25 perfis que constituem o corpo sustentador são determinadas em função da posição do corpo sustentador ao longo do bordo de ataque, de um lado, da derrapagem medida no sistema de eixo aerodinâmico global do avião, e, de outro lado, da carga aerodinâmica desejada sobre 30 este corpo.

Mais particularmente, define-se o perfil de cada seção transversal do corpo, tomada perpendicularmente à altura deste, em função do escoamento oblíquo local.

Notar-se-á que o dimensionamento do corpo passa por um 35 ajuste da dimensão de extensão ou altura do corpo e da sua superfície molhada.

Assim a proporção entre a superfície externa do corpo e

sua altura é geralmente compreendida entre 1 e 4 (este valor depende das dimensões gerais do avião), a fim de se obter uma boa relação entre a força de sustentação gerada durante o encontro do escoamento oblíquo local com o corpo, que deve ser máxima, e o arrasto próprio local induzido, que se procura reduzir.

A título de exemplo, a superfície molhada é de 4 m² e a altura do corpo é de 1 m, o que resulta em uma proporção de 4.

Por outro lado, com o fim de se obter a melhor força de sustentação possível para o corpo 20, ajusta-se a posição angular do corpo por rotação em torno de um eixo vertical segundo o qual é definida sua altura.

Efetua-se assim uma orientação do corpo em relação a um eixo globalmente perpendicular aos perfis que constituem o corpo, ou seja, regula-se a posição deste último em relação a um escoamento local oblíquo para que uma das superfícies sustentadoras do corpo seja atingida pelo escoamento de maneira ótima.

Pode-se assim obter a melhor relação entre sustentação e arrasto.

Convém notar que, segundo o campo de pressão que se forma sobre o corpo, ou seja, em função das características do escoamento que envolve o avião, a presença do dito corpo pode melhorar o escoamento de ar sobre a asa.

Em algumas circunstâncias, os efeitos de compressão induzidos a jusante do bordo de fuga do corpo sustentador podem efetivamente ser utilizados para retardar a compressibilidade da asa.

Assim, os perfis da asa localizados a jusante do corpo sustentador estão submetidos a velocidades inferiores das que existiriam na ausência do corpo.

Como representado no exemplo de realização das figuras 1 e 2, a extremidade livre 20b do corpo não é necessariamente posicionada na vertical da extremidade 20a. De fato, a extremidade 20b pode ser deslocada segundo uma direção longitudinal (eixo da fuselagem),

para jusante de maneira a se encontrar a jusante em relação à posição a montante da extremidade 20a fixada no mastro de suporte de reator 18.

Assim, o corpo 20 apresenta uma inclinação para jusante 5 que é especialmente útil para limitar o arrasto local próprio gerado pelo corpo em regime transônico, ou seja, para números Mach locais superiores a 0,6.

Como representado na figura 6 (vista parcial em corte do mastro em seu ambiente), de acordo com uma variante, o 10 corpo 30 apresenta um canal interno 32 que define uma passagem para um escoamento de ar proveniente do interior do mastro de suporte de reator 18.

Mais particularmente, o escoamento interno do mastro de suporte 18 provém, por exemplo, da passagem de ar frio de 15 um sistema de condicionamento de ar interno do reator.

Assim, tira-se proveito da presença do corpo 30 para evacuar este escoamento proveniente do mastro.

Mais particularmente, o corpo 30 comprehende uma parede 20 cuja superfície externa define a forma externa do corpo e cuja superfície interna define o canal interno de evacuação de escoamento de fluido.

Como representado na figura 6, este canal comunica por uma extremidade 32a com a parte interna do mastro de suporte de reator 18, estendendo-se dentro do mastro 18 e 25 ao longo do corpo em direção à extremidade livre 30b deste último, onde comunica com o exterior por sua extremidade oposta 32b.

São efetuadas uma ou mais aberturas passantes, tais como 30 a abertura 34 no corte A-A aumentado da figura 7, na parede do corpo em um ou vários pontos deste último a fim de permitir a evacuação do escoamento circulando dentro do canal para o exterior.

Na figura 7, representou-se o perfil 30c da parede do corpo sustentador na seção de corte, bem como o perfil 35 desta parede na base do corpo que é confundida com sua extremidade 30a.

Notar-se-á que as aberturas podem ser efetuadas ao longo

da parede do corpo de maneira regular ou não.

Elas são distribuídas sobre a face do corpo oposta à que recebe o escoamento oblíquo (face virada para cima na figura 3).

5 A ou as aberturas podem ser dispostas alternadamente na extremidade livre 30b do corpo ou à proximidade desta.

A extremidade livre 32b do corpo do canal constitui ela mesma uma abertura.

Notar-se-á que, segundo a aeronave, as aberturas têm uma

10 seção de passagem compreendida entre 0,1 e 2 dm².

Notar-se-á também que as duas possibilidades podem ser reunidas, ou seja, aberturas efetuadas ao longo da parede do corpo e isto até a extremidade livre deste último.

REIVINDICAÇÕES

1. Aeronave, compreendendo uma fuselagem longitudinal, pelo menos duas asas laterais acopladas simetricamente de ambos os lados da fuselagem e pelo menos uma nacela de reator fixada a cada asa lateral por intermédio de um mastro de suporte de reator (18), caracterizada pelo fato de pelo menos um corpo sustentador perfilado (20, 30) ser disposto sobre cada um dos mastros de suporte de reator, de maneira a gerar uma força resultante propulsora sob a ação de um escoamento de ar oblíquo.
5
2. Aeronave, de acordo com a reivindicação 1, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) estender-se a partir de uma extremidade (20a, 30a) fixada no mastro de suporte de reator (18),
15 afastando-se desta extremidade, segundo uma direção de extensão inclinada de pelo menos 30° em relação ao extradorso da asa lateral em questão.
3. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 ou 2, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) ser disposto sobre a linha de crista do mastro de suporte de reator (18) ou a proximidade desta.
20
4. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) ser disposto ao longo da direção longitudinal do mastro de suporte de reator a uma distância da parte do mastro fixada à asa lateral que é compreendida entre 10% e 70% da corda local da asa.
25
5. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 4, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) possuir uma superfície molhada e uma dimensão de extensão, ou altura, medida a partir de uma extremidade do dito corpo fixada no mastro de suporte de reator, obedecendo a superfície molhada e a altura a uma proporção superfície/altura compreendida entre 1 e 4.
30
6. Aeronave, de acordo com qualquer uma das
35

reivindicações 1 a 5, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) possuir uma superfície molhada que é ajustada em função do ganho de redução de arrasto desejado e das dimensões gerais da aeronave.

5 7. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) possuir uma extremidade dita livre (20b, 30b) oposta a uma extremidade fixada ao mastro de suporte de reator, sendo a extremidade livre 10 orientada para jusante em relação à posição a montante da extremidade fixada (20a, 30a), conferindo assim ao corpo uma inclinação para jusante segundo uma direção longitudinal.

15 8. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 7, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (20, 30) possuir uma forma de aleta.

9. Aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 8, caracterizada pelo fato de o dito pelo menos um corpo (30) compreender uma parede definindo 20 um canal interno (32) de evacuação de um escoamento de fluido, comunicando o dito canal, em uma extremidade (32a), com o interior do mastro de suporte de reator (18) de onde provém o escoamento de fluido e, à distância desta extremidade, com pelo menos uma abertura (34, 32b) 25 efetuada na parede do corpo e desembocando no exterior deste último.

1/2

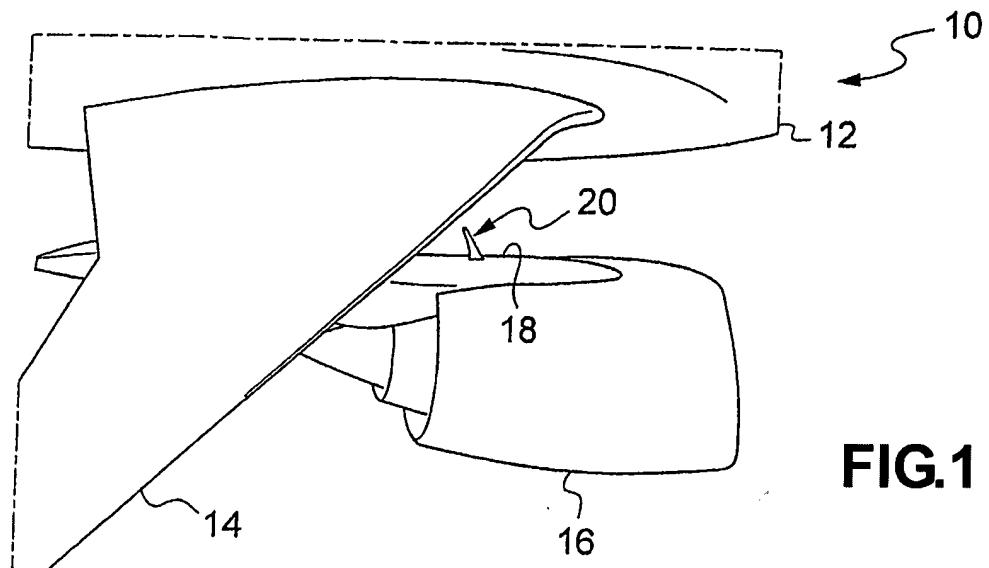


FIG.2

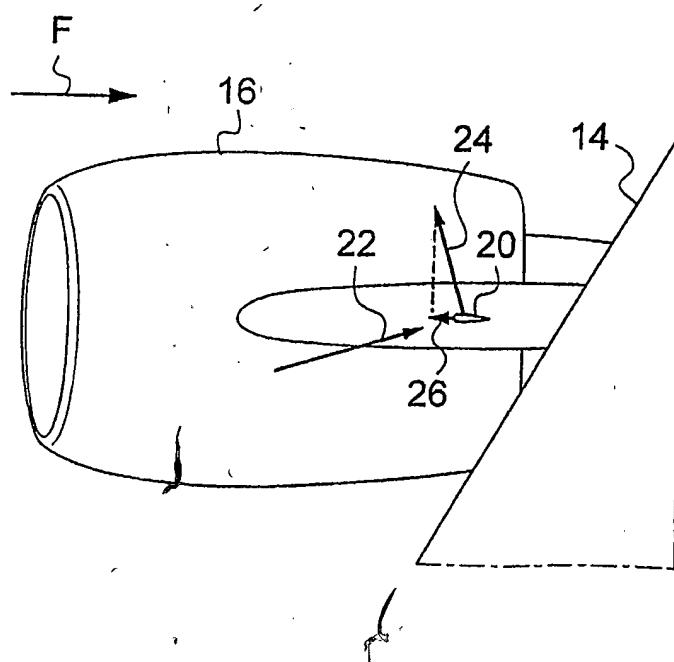
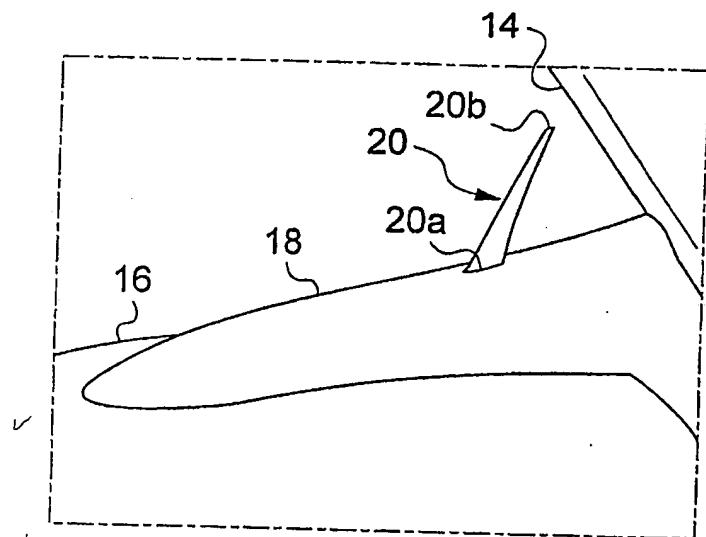


FIG.3

2/2

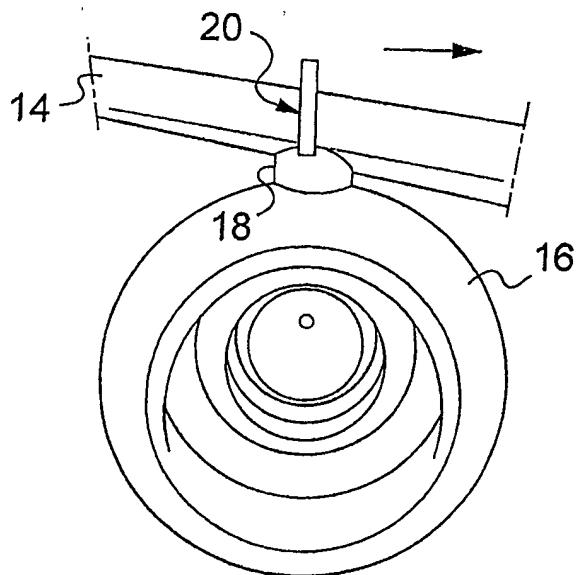


FIG.4

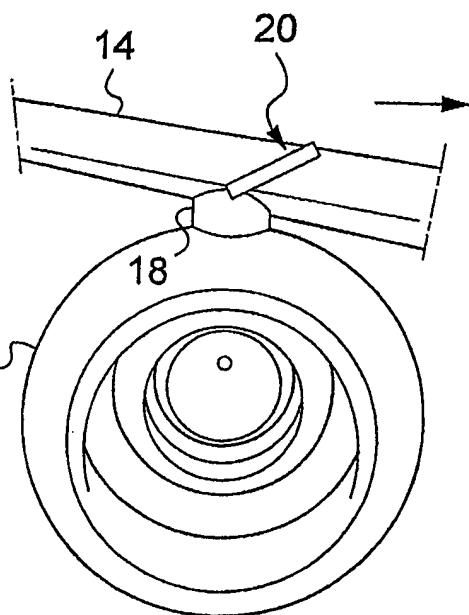


FIG.5

FIG.6

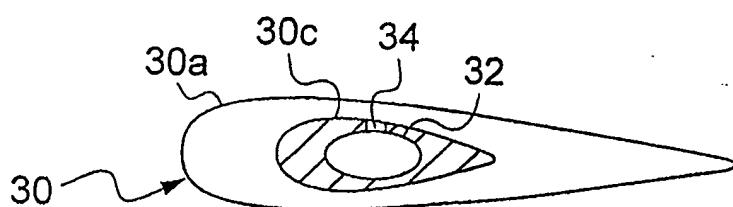
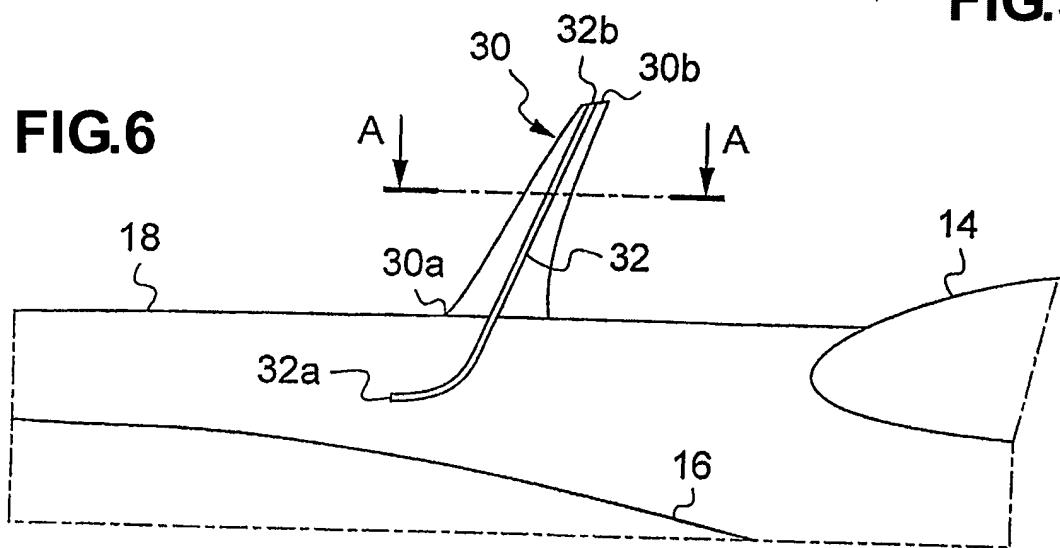


FIG.7

RESUMO

"AERONAVE".

A invenção refere-se a uma aeronave compreendendo uma fuselagem longitudinal, pelo menos duas asas laterais 5 acopladas simetricamente de ambos os lados da fuselagem e pelo menos uma nacela de reator fixada a cada asa lateral por intermédio de um mastro de suporte de reator (18), caracterizada pelo fato de pelo menos um corpo sustentador perfilado (20, 30) ser disposto sobre cada um 10 dos mastros de suporte de reator, de maneira a gerar uma força resultante propulsora sob a ação de um escoamento de ar oblíquo.