



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

(21) **PI 0713212-3 A2**



* B R P I O 7 1 3 2 1 2 A 2 *

(22) Data de Depósito: 28/06/2007
(43) Data da Publicação: 10/04/2012
(RPI 2153)

(51) *Int.Cl.:*

F02K 3/06
F02K 1/09
F02K 1/34
F02K 1/32
F02K 1/30
F02K 1/28
F02K 1/72
F02K 1/70

(54) **Título:** PROCESSO PARA REDUZIR, ANULAR OU INVERTER O EMPUXO GERADO POR PELO MENOS UM FLUXO DE AR EXPELIDO POR UM CONJUNTO PROPULSOR DE UMA AERONAVE, DISPOSITIVO PARA A APLICAÇÃO DO PROCESSO, NACELA DE AERONAVE E AERONAVE

(30) **Prioridade Unionista:** 05/07/2006 FR 0606113, 05/01/2007 FR 0752545, 05/01/2007 FR 0752545, 05/07/2006 FR 0606113

(73) **Titular(es):** AIRBUS FRANCE

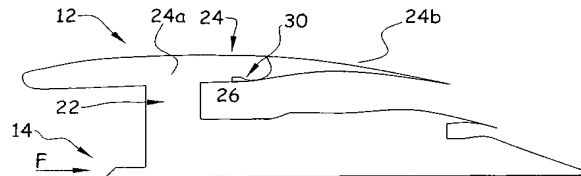
(72) **Inventor(es):** GUILLAUME BULIN, PATRICK OBERLE, THIERRY SURPLY

(74) **Procurador(es):** ANTONIO MAURICIO PEDRAS ARNAUD

(86) **Pedido Internacional:** PCT FR2007051553 de 28/06/2007

(87) **Publicação Internacional:** WO 2008/003889de 10/01/2008

(57) **Resumo:** PROCESSO PARA REDUZIR, ANULAR OU INVERTER O EMPUXO GERADO POR PELO MENOS UM FLUXO DE AR EXPELIDO POR UM CONJUNTO PROPULSOR DE UMA AERONAVE, DISPOSITIVO PARA A APLICAÇÃO DO PROCESSO, NACELA DE AERONAVE E AERONAVE. O objeto da invenção é um processo para reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por pelo menos um fluxo de ar expelido por um conjunto propulsor de uma aeronave, desviando pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo, caracterizado pelo fato de consistir em injetar, na altura do conjunto propulsor, um fluido chamado fluido de inversão de empuxo para desviar por um efeito de arraste, do interior da nacela em direção ao exterior da nacela, pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo.



**PI0713212-3**

"PROCESSO PARA REDUZIR, ANULAR OU INVERTER O EMPUXO GERADO POR PELO MENOS UM FLUXO DE AR EXPELIDO POR UM CONJUNTO PROPULSOR DE UMA AERONAVE, DISPOSITIVO PARA A APLICAÇÃO DO PROCESSO, NACELA DE AERONAVE E AERONAVE".

5 A presente invenção refere-se a um processo para reduzir, anular ou inverter o empuxo produzido por um conjunto propulsor de uma aeronave, a um dispositivo para sua aplicação bem como a uma nacela de aeronave incorporando o dito dispositivo. Um conjunto propulsor compreende uma
10 nacela na forma de um conduto no qual é disposta de maneira sensivelmente concêntrica uma motorização, especialmente uma turbomáquina, que aciona um compressor montado sobre seu eixo.

A nacela compreende uma entrada de ar na dianteira, de
15 maneira que uma primeira parte do fluxo de ar, chamada fluxo primário, entra e atravessa a motorização para participar da combustão, e uma segunda parte do fluxo de ar, chamada fluxo secundário, é sugado pelo compressor e escoado por um conduto anelar delimitado pela parede
20 interna da nacela e a parede externa da motorização. Assim, o empuxo gerado pelo conjunto propulsor, orientado sensivelmente segundo o eixo longitudinal da nacela, é produzido pelo fluxo de ar primário expelido pela motorização e o fluxo de ar secundário propelido pelo
25 compressor.

Também se costumam projetar nas nacelas de um conjunto propulsor de uma aeronave sistemas mecânicos para inverter o empuxo produzido, com o fim de obter uma desaceleração da aeronave.

30 Estes sistemas permitem compensar a ação dos freios quando a aderência ao solo é reduzida, por exemplo, na presença de gelo na pista, solicitar menos os dispositivos de frenagem permitindo reduzir a manutenção dos ditos dispositivos de frenagem, e reduzir o tempo de
35 desaceleração, o que permite reduzir o tempo de ocupação da pista de aterrissagem.

O documento GB-1.357.370 descreve tal sistema mecânico

para inverter o empuxo produzido por um conjunto propulsor de aeronave. De acordo com este documento, a nacela é formada por uma parte dianteira e uma parte traseira móvel por translação de maneira a efetuar uma
5 abertura entre as duas partes. Defletores, tais como, por exemplo, abas ou portinholas, são acionados dentro do conduto anelar a jusante da abertura com o fim de bloquear o fluxo secundário e desviá-lo em direção à abertura. Assim, o dito fluxo secundário é expelido
10 radialmente para fora da nacela através da abertura e não participa mais do empuxo, o que se traduz por uma desaceleração.

De acordo com outras variantes, podem ser projetados um ou mais defletores para desviar o fluxo secundário e/ou o
15 fluxo primário.

Como complemento, meios para orientar o fluxo de ar desviado podem ser projetados no exterior da nacela. Estes meios permitem orientar a resultante segundo o eixo longitudinal da nacela, resultante essa gerada pelo fluxo
20 desviado suscetível de se opor ao empuxo e engendrar uma desaceleração mais ou menos importante. De acordo com um primeiro modo de realização, pode-se obter este efeito inclinando mais ou menos os defletores.

De acordo com um modo de realização ilustrado pelo
25 documento GB-1.357.370, utiliza-se o efeito Coanda.

Assim, pode ser injetado ar sob pressão através dos orifícios efetuados sobre a superfície externa da nacela à frente da abertura para orientar o fluxo de ar desviado para frente, ou atrás da abertura para orientar o fluxo
30 para trás. Vantajosamente, ar sob pressão pode ser retirado na altura do compressor da turbomáquina e levado por condutos até os orifícios efetuados na altura da superfície externa da nacela

De acordo com este documento, o efeito Coanda somente é
35 utilizado para orientar o fluxo desviado, não participando do desvio do fluxo de ar obtido por obstáculos mecânicos.

Este tipo de inversor que utiliza pelo menos um obstáculo mecânico não é totalmente satisfatório pelas seguintes razões:

5 - os defletores utilizados para desviar o fluxo de ar, bem como os mecanismos para manobrá-los, são dimensionados para suportar as solicitações que podem ser geradas no caso de uma abertura intempestiva com um empuxo máximo, conseqüentemente, aumentando a massa embarcada e prejudicando a aeronave em termos de consumo
10 energético;

- estes defletores e os mecanismos de manobra são relativamente complexos, conseqüentemente, aumentando a manutenção e o tempo de imobilização ao solo;

15 - estas peças móveis, defletores / mecanismos de manobra, são geralmente incompatíveis com os revestimentos acústicos, de modo que a superfície de áreas tratadas acusticamente é reduzida;

- finalmente, estes defletores não devem se abrir durante o vôo de maneira intempestiva, de maneira que é preciso
20 providenciar um ou mais sistemas de segurança, conseqüentemente, aumentando a massa embarcada e a manutenção, e prejudicando a aeronave em matéria de consumo energético e tempo de exploração.

Assim, a presente invenção visa remediar os
25 inconvenientes da arte anterior propondo um processo que permite reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por um conjunto propulsor de uma aeronave de concepção simples, permitindo reduzir a massa embarcada e a manutenção com o fim de diminuir o consumo energético e o
30 tempo de imobilização ao solo da aeronave.

Para tal, a invenção tem por objeto um processo para reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por pelo menos um fluxo de ar expelido por um conjunto propulsor de uma aeronave desviando pelo menos uma parte do fluxo
35 suscetível de participar do empuxo, caracterizado pelo fato de consistir em injetar, na altura do conjunto propulsor, um fluido chamado fluido de inversão de empuxo

para desviar por arraste, do interior da nacela em direção ao exterior da nacela, pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo. Assim, contrariamente à arte anterior, obtém-se um sistema de inversão de empuxo de tipo fluídico e não baseado em pelo menos um obstáculo que pode ser disposto dentro de um conduto com o fim de desviar uma parte do fluxo.

Outras características e vantagens ressaltarão da descrição da invenção a seguir, descrição essa dada unicamente a título de exemplo, em referência aos desenhos anexos, em que:

A figura 1A é uma representação esquemática segundo um meio corte longitudinal de um conjunto propulsor de uma aeronave de acordo com a invenção, com a inversão de empuxo inativa;

A figura 1B é uma representação esquemática segundo um meio corte longitudinal de um conjunto propulsor de uma aeronave de acordo com a invenção, com a inversão de empuxo ativa;

A figura 2 é uma representação ilustrando os diferentes fluxos durante a diminuição, a anulação ou a inversão do empuxo, no presente caso, uma diminuição de empuxo no exemplo apresentado;

A figura 3 é um corte longitudinal de um conjunto propulsor de uma aeronave de acordo com a invenção, em estado de repouso na parte superior da figura, e em estado ativado na parte inferior;

A figura 4 é uma vista esquemática ilustrando em detalhe um dispositivo fluídico de acordo com um modo de realização;

A figura 5 é uma vista em perspectiva de uma nacela de uma aeronave de acordo com um segundo modo de realização;

As figuras 6A e 6B são cortes ilustrando em detalhe o dispositivo da invenção de acordo com a variante da figura 5, respectivamente em estado de repouso e em estado ativado;

As figuras 7A a 7C são cortes ilustrando em detalhe um

dispositivo para inverter o empuxo de acordo com outra variante da invenção, respectivamente em estado de repouso, em uma posição intermediária e em estado ativado;

5 A figura 8 é um corte longitudinal de um conjunto propulsor de uma aeronave de acordo com outra variante da invenção, em estado de repouso na parte superior da figura, e em estado ativado na parte inferior;

A figura 9 é um corte longitudinal de um conjunto
10 propulsor de uma aeronave de acordo com outra variante da invenção, em estado de repouso na parte superior da figura, e em estado ativado na parte inferior;

A figura 10 é uma vista em perspectiva de um conjunto propulsor ilustrando uma outra variante da invenção;

15 A figura 11 é uma vista em corte segundo o plano A da figura 10 de uma parte da nacela ilustrando em detalhe a variante da invenção representada na figura 10;

A figura 12 é uma vista em perspectiva de uma portinhola utilizada para a variante da figura 10;

20 A figura 13 é um corte longitudinal de um conjunto propulsor de uma aeronave de acordo com outra variante da invenção, em estado de repouso na parte superior da figura, e em estado ativado na parte inferior; e

A figura 14 é um corte longitudinal de um conjunto
25 propulsor de uma aeronave de acordo com outra variante da invenção, em estado ativado.

Um conjunto propulsor para aeronave compreende uma nacela 12 na qual é disposta de maneira sensivelmente concêntrica uma motorização, tal como um reator 14.

30 Assim, uma aeronave pode compreender um ou mais conjuntos propulsores fixados na altura das asas ou diretamente na fuselagem, seja de ambos os lados da fuselagem, seja na parte superior traseira da fuselagem.

Um reator 14, de eixo longitudinal X, instalado no
35 interior da nacela compreende uma turbomáquina 16 compreendendo na entrada, a montante (à esquerda na figura), um eixo 18 sobre o qual são montadas as palhetas

20 de um compressor 22. A nacela 12 cerca o reator 14 precitado em sua parte montante, enquanto sua parte jusante é saliente em relação à parte jusante da nacela como representado parcialmente na figura 1.

5 Mais particularmente, a nacela 12 compreende uma parede 24 que cerca de maneira concêntrica o reator de modo a efetuar com este último um conduto anelar 26 no qual escoa um fluido, aqui, ar.

O ar, simbolizado pela seta F na entrada da nacela, 10 penetra no interior desta última e um primeiro fluxo, chamado fluxo primário, penetra na turbomáquina 16 para participar à combustão e acionar a rotação do eixo 18 e, portanto, o compressor 22.

Desta maneira, um segundo fluxo de ar, chamado fluxo 15 secundário, propellido pelo compressor, passa pelo conduto anelar 26 e escapa pela parte jusante da nacela, constituindo assim, junto com o fluxo primário, o empuxo do sistema propulsor. De acordo com um modo de realização, a parede 24 da nacela é realizada em duas 20 partes, uma parte dita montante 24a e uma parte dita jusante 24b, que inclui o bordo de fuga da parede da nacela e é móvel em relação à primeira parte.

Como representado na figura 3, a segunda parte 24b é representada na parte superior desta figura em uma 25 primeira posição dita recolhida, na qual o escoamento interno do conduto anelar 26 atravessa este último até sua extremidade passante 26a.

Na parte inferior da figura 3, representou-se a parte jusante ou traseira 24b em uma segunda posição dita 30 estendida, na qual é criada uma abertura 28 na parede 24. Esta abertura é efetuada entre as partes montante 24a e jusante 24b na periferia externa do conduto anelar 26.

Convém notar que a parte jusante 24b da parede da nacela pode ser constituída de vários trechos formando um anel 35 completo, cada um podendo se deslocar independentemente.

O deslocamento para jusante de cada trecho cria assim uma abertura diferente na parede da nacela.

No exemplo de realização representado na figura 3, a parte jusante 24b da parede da nacela desloca-se por comando (por exemplo, a partir de um sinal enviado pela cabine de pilotagem), por translação (por exemplo, por meio de cilindros hidráulicos montados na parte de parede 5 24a paralelamente ao eixo X), da posição recolhida para a posição estendida para criar uma ou mais aberturas anelares ou semi-anelares na parede.

Notar-se-á que este mecanismo de criação de aberturas não 10 obstrui o conduto longitudinal anelar 26 e uma parte do escoamento interno do fluido que circula nesta passagem pode continuar escapando pela extremidade 26a.

Notar-se-á que a parte montante 24a e a parte jusante 24b da parede da nacela apresentam, na altura de suas zonas 15 destinadas a entrar em contato uma com a outra, formas complementares, ou seja, por exemplo, uma forma convexa para a parte 24a e uma forma côncava para a parte 24b, para que as bordas do conjunto constituído pelas duas partes coincidam quando estiverem em contato uma com a 20 outra (parte superior da figura 3).

De acordo com a invenção, injeta-se na altura do conjunto propulsor um fluido dito fluido de inversão de empuxo para desviar pelo menos uma parte do fluxo secundário para o exterior da nacela, segundo uma direção radial, 25 para que o dito fluxo desviado não participe do empuxo produzido pelo conjunto propulsor a fim de obter uma desaceleração.

Contrariamente à arte anterior, obtém-se uma inversão de empuxo de tipo fluídico e não baseado em pelo menos um 30 obstáculo que pode ser disposto dentro de um conduto com o fim de desviar uma parte do fluxo.

De acordo com a invenção, o desvio de pelo menos uma parte do fluxo utilizado para o empuxo é obtido por um efeito de arraste da dita parte do fluxo pelo fluido de 35 inversão de empuxo, especialmente graças ao efeito Coanda.

Assim, contrariamente à arte anterior, utiliza-se o

efeito Coanda para iniciar o desvio de uma parte do fluxo utilizado para o empuxo.

De preferência, injeta-se um fluido de inversão de empuxo na altura de pelo menos uma parte de um bordo de fuga ou ligeiramente a montante do dito bordo de fuga para obter
5 um efeito Coanda e aspirar e desviar pelo menos uma parte do fluxo utilizado para o empuxo.

A título de exemplo, representou-se na figura 2 os diferentes fluxos. De acordo com a invenção, é possível
10 desviar cerca de 60% do fluxo secundário por um efeito de arraste pelo fluido de inversão de empuxo. Assim, com um fluxo secundário com uma vazão de cerca de 800 kg/s a montante do inversor de empuxo e um fluido de inversão de empuxo com uma vazão de cerca de 70 kg/s, pode-se medir
15 uma vazão de cerca de 550 kg/s para o fluxo desviado.

O fluido de inversão de empuxo pode ser injetado de maneira pontual com um ou mais pontos de injeção distribuídos na altura do bordo de fuga ou de maneira linear sobre um trecho ou vários trechos do bordo de
20 fuga.

Este bordo de fuga pode ser o bordo de fuga da extremidade do conduto que canaliza o fluxo secundário e/ou do conduto que canaliza o fluxo primário, ou o de um bordo montante de uma abertura projetada na altura do
25 conduto que canaliza o fluxo secundário e/ou do conduto que canaliza o fluxo primário.

Assim, a presente invenção não está limitada ao desvio do fluxo secundário, mas também pode ser aplicada ao fluxo primário.

30 Da mesma maneira, o desvio de uma parte do fluxo para que não participe mais do empuxo pode ser realizado através de uma abertura que pode ser criada na altura de um conduto ou na extremidade de um conduto.

Além disso, a injeção do fluido de inversão de empuxo
35 pode ser disposta na altura do bordo de fuga ou de maneira deslocada a montante ou a jusante do dito bordo de fuga. Vantajosamente, fluido de inversão de empuxo é

injetado por uma saída em forma de bocal. Este fluido é de preferência retirado na altura do compressor do reator.

5 Por inversão de empuxo, entende-se a seguir a redução, anulação ou inversão do empuxo.

Na redução do empuxo, pelo menos uma parte do fluido suscetível de participar do empuxo é desviada segundo uma direção que faz um ângulo agudo com a direção de empuxo. Neste caso, o conjunto propulsor gera um empuxo orientado
10 para trás.

Para a anulação do empuxo, a resultante do fluxo desviado é igual à resultante do fluxo não desviado. Neste caso, o conjunto propulsor gera um empuxo quase nulo.

15 Para a inversão do empuxo, a resultante do fluxo desviado é superior à do fluxo não desviado, e nesse caso, o conjunto propulsor gera um empuxo orientado para frente.

De preferência, pode-se ajustar a proporção entre a vazão do fluxo desviado e a vazão do fluxo não desviado ajustando-se pelo menos um parâmetro aerodinâmico ou
20 termodinâmico do fluido de inversão de empuxo, tal como, por exemplo, a velocidade de injeção do fluido de inversão de empuxo.

Na medida em que os meios para desviar uma parte do fluxo de ar não são obstáculos mecânicos e não compreendem
25 nenhum meio para manobrá-los, o sistema de inversão de empuxo é extremamente simplificado.

Por outro lado, este sistema permite reduzir muito a massa embarcada e, portanto, o consumo da aeronave.

30 Por outro lado, mesmo quando partes da nacela deslizam por translação, o número de peças em movimento é relativamente pequeno, o que permite reduzir a manutenção e o tempo de imobilização ao solo da aeronave.

Finalmente, este sistema de inversão de empuxo permite aumentar as superfícies tratadas acusticamente e estendê-
35 las até as zonas da nacela destinadas à inversão de empuxo.

De acordo com as variantes, podem ser utilizados meios

para orientar o fluxo desviado, seja para frente da nacela, seja para trás. Para tal, como na arte anterior, podem ser utilizados condutos passantes na altura da superfície externa da nacela, a montante e a jusante da
5 abertura para orientar o fluxo desviado. Assim, quando se injeta ar através do orifício disposto a montante da abertura, o fluxo de ar desviado é orientado segundo uma direção oblíqua para frente da nacela, ao passo que, quando se injeta ar através do orifício disposto a
10 jusante da abertura, o fluxo de ar desviado é orientado segundo uma direção oblíqua para trás da nacela.

De preferência, os meios para desviar pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo também são utilizados para orientar o fluxo desviado. Estes
15 meios são chamados a seguir de dispositivo fluídico.

Para tal, o bordo de fuga compreende a montante e/ou a jusante da abertura radial da nacela uma superfície curva, de preferência convexa, sobre a qual é injetado o fluido de inversão de empuxo. A título de exemplo, a
20 saída do fluido de inversão de empuxo é disposta sensivelmente na altura do vértice formado pela intersecção da superfície interna do conduto da nacela e a superfície da espessura da abertura, e a superfície curva convexa compreende uma parte culminante afastada
25 para trás em relação à saída do fluido de inversão de empuxo.

Assim, em função dos parâmetros aerodinâmicos e termodinâmicos do fluido de inversão de empuxo, das características do bordo de fuga a montante e/ou a
30 jusante da abertura radial (forma, estado de superfície, etc.), das características do fluxo de ar que escoar para o exterior da nacela, este último pode ficar mais ou menos tempo em contato com a superfície curva projetada na altura da espessura do bordo de fuga.

35 Se o ponto de descolamento está disposto após a parte culminante e se os parâmetros aerodinâmicos e termodinâmicos do fluido de inversão de empuxo são

adequados, então o fluxo desviado é orientado segundo uma direção oblíqua para frente da nacela (referência F1 na figura 3). Neste caso, se a resultante do fluxo desviado segundo o eixo de empuxo X é superior à resultante do fluxo não desviado, obtém-se uma inversão de empuxo, estando o empuxo gerado pelo conjunto propulsor dirigido para frente.

Se o ponto de descolamento está disposto sensivelmente na altura da parte culminante e se os parâmetros aerodinâmicos e termodinâmicos do fluido de inversão de empuxo são adequados, então o fluxo desviado é orientado segundo uma direção radial (referência F2 na figura 3). Neste caso, se o fluxo que participa do empuxo é inteiramente desviado, então se obtém um empuxo sensivelmente nulo, ou no caso contrário, uma redução do empuxo.

Se o ponto de descolamento está disposto antes da parte culminante e se os parâmetros aerodinâmicos e termodinâmicos do fluido de inversão de empuxo são adequados, então o fluxo desviado é orientado segundo uma direção oblíqua para trás da nacela (referência F3 na figura 3). Neste caso, obtém-se uma redução de empuxo.

Nas diferentes figuras, foram representados diferentes modos de realização.

Um dispositivo fluídico 30 é projetado na parede da nacela para controlar a retirada de uma quantidade ou fração de escoamento interno do conduto 26 para expeli-lo para fora da nacela pela abertura radial 28. Contudo, a invenção não está limitada a este modo de realização, o dispositivo fluídico poderia não permitir controlar a quantidade ou fração de escoamento retirado.

Como representado na figura 3 (e de maneira mais detalhada na figura 4), o dispositivo fluídico 30 de retirada controlada é disposto na parede da nacela, mais particularmente na parte fixa 24a situada a montante da abertura 28.

O dispositivo 30 é disposto na face interna 24c da parede

24a da nacela, delimitando esta face interna o conduto anelar 26 em sua periferia externa.

O dispositivo 30 permite injetar no escoamento interno Fi um fluido com alta energia.

5 Esta injeção de fluido é efetuada de maneira sensivelmente tangencial à face interna 24c em uma zona do escoamento onde este deve ser desviado, ou seja, ligeiramente a montante do bordo de fuga da parte 24a.

Mais particularmente, o dispositivo fluídico 30
10 compreende um canal de entrada de um fluido, que é, por exemplo, ar sob pressão proveniente do reator. Este canal de entrada de fluido compreende uma parte não representada que comunica com a fonte de ar sob pressão da turbomáquina 26 e uma parte anelar 32 parcialmente
15 representada em corte na figura 4. Este canal 32 estende-se na periferia externa do conduto anelar 26 e é realizado na forma de um ou mais arcos de toróide ou de um toróide completo disposto sobre a face interna 24c da parede da nacela.

20 O dispositivo fluídico 30 compreende, além disso, um ou mais bocais de injeção 34 que comunicam com o canal 32 e desembocam na face interna 24c, permitindo assim injetar no escoamento de fluido interno Fi do conduto 26 um fluido com alta energia à proximidade da abertura 28
25 (figura 4).

Uma superfície curva 35, que constitui o bordo de fuga da parede montante 24a, é efetuada na saída do bocal de injeção 34, tangencialmente a este último. Segundo um
30 corte longitudinal (figura 4), esta superfície, por exemplo, tem a forma de um semicírculo.

Notar-se-á, quando o canal é realizado na forma de seções toroidais (arcos de toróide) ou de um toróide completo, que o bocal pode ter a forma de uma fenda e estender-se sobre toda a extensão da seção de toróide ou do toróide
35 completo.

Para uma mesma seção de toróide ou para o toróide completo, também é possível haver vários bocais de

injeção distintos distribuídos sobre a seção considerada ou o toróide.

Como representado nas figuras 3 e 4, o fluido sob pressão veiculado pelo canal 32 é introduzido na forma de um jato no escoamento interno de fluido F_i pelo bocal de injeção 34 tangencialmente à face interna 24c, e modifica assim de maneira controlada uma fração deste escoamento.

O jato assim injetado sai do bocal com uma orientação determinada, tangencialmente a um bordo de fuga curvo, que é aqui a superfície 35, e em seguida acompanha o formato do bordo de fuga, como representado na figura 4, na medida em que a força centrífuga que tende a afastá-lo é equilibrada pela depressão que aparece entre a parede e o jato.

O jato de fluido injetado é então desviado para a superfície curva 35.

Quando o equilíbrio é rompido, o jato injetado no escoamento se afasta do bordo de fuga e forma no ponto de separação o ponto de parada traseiro do perfil. Como representado na figura 4, uma parte F'_i do escoamento interno de fluido F_i é desviado de sua trajetória sob a ação do jato injetado pelo bocal de injeção 34 e desviado pela superfície 35.

O aporte de energia do fluido injetado pelo bocal de injeção 34 permite controlar a posição do ponto de separação.

Notar-se-á que a direção do jato de fluido injetado é controlada fazendo variar a posição do ponto de separação do jato sobre a superfície 35.

Assim, em função da zona da superfície 35 onde o jato se afasta, orienta-se diferentemente a parte F'_i do escoamento retirado.

Este ponto de afastamento do jato de fluido, ou seja, a orientação do jato, varia em função de pelo menos um dos parâmetros termodinâmicos e aerodinâmicos do fluido, a saber, por exemplo, pressão e/ou temperatura e/ou vazão e/ou velocidade e/ou taxa de turbulência, etc.

A título de exemplo, aumentando a vazão e a pressão do fluido indutor, o jato de fluido adere à superfície 35 sobre uma grande extensão e o escoamento retirado $F'i$ é desviado para montante da nacela segundo a direção $F1$ na
5 figura 3 (inversão de empuxo).

Quando a direção dada à quantidade de fluido retirada é sensivelmente a indicada pela seta $F2$, ou seja, de maneira radial em relação ao escoamento longitudinal F_i , então se anula o empuxo direto do escoamento retirado.
10 Além disso, quando a quantidade de escoamento interno de fluido retirada $F'i$ é orientada segundo a direção representada pela seta $F3$, ou seja, para jusante da nacela, então se reduz o empuxo direto produzido pelo escoamento retirado.

15 Notar-se-á que se pode modificar apenas um dos parâmetros termodinâmicos e aerodinâmicos, por exemplo, a vazão, para agir sobre a quantidade de fluido retirada.

De acordo com o modo de realização descrito anteriormente, nota-se que os meios que permitem desviar
20 pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo também asseguram a função de orientação do fluxo desviado com o fim de ajustar a inversão de empuxo e a desaceleração. Assim, para regular a inversão de empuxo, pode-se ajustar pelo menos um dos critérios
25 correspondentes à proporção entre o fluxo desviado e o fluxo não desviado, e a orientação do fluxo desviado, ajustando pelo menos um dos parâmetros termodinâmicos e aerodinâmicos do fluido de inversão de empuxo.

Ao variar o tamanho do orifício de injeção na saída do bocal de injeção, por exemplo, por meio de um sistema de
30 tipo diafragma, pode-se fazer variar a velocidade de injeção e, portanto, a vazão do fluido injetado.

Por outro lado, a injeção de fluido pode ser realizada seja em fluxo contínuo, seja em fluxo pulsado para
35 limitar o consumo de fluido injetado.

A realização de um sistema eficaz permitindo inverter, anular ou diminuir o vetor de empuxo do sistema propulsor

é efetuada durante certas fases de vôo da aeronave, transladando a parte traseira da parede da nacela. Assim, liberam-se uma ou mais aberturas 28 no corpo da nacela entre o fluxo secundário F_i que circula dentro do conduto anelar 26 e a atmosfera.

Convém notar que quando a parte traseira da parede da nacela foi deslocada para trás, a tubeira de saída do fluxo secundário não reúne mais as condições adaptadas à geração de um vetor de empuxo de grande intensidade. De fato, a tubeira forma então um divergente e o fluxo secundário que é um escoamento subsônico perde sua energia ao sair da nacela.

O dispositivo de inversão, anulação ou diminuição de empuxo de acordo com a invenção é mais simples que os sistemas conhecidos na medida em que, aqui, pode-se projetar apenas uma peça móvel, a parte traseira da parede da nacela, o que simplifica consideravelmente a cinemática do dispositivo.

Os esforços aerodinâmicos ligados ao funcionamento do dispositivo de acordo com a invenção se concentram principalmente sobre o dispositivo fluídico 30 disposto de maneira anelar na parede da nacela, o que permite distribuir melhor sobre a estrutura da nacela os esforços a transmitir, e, assim, não ter que sobredimensionar algumas partes da nacela.

Além disso, o dispositivo fluídico tende a esconder a parede jusante 24b face ao escoamento ambiental, o que permite não ter que sobredimensionar esta última.

Por outro lado, a integração do dispositivo fluídico na parede da nacela tem apenas pouquíssima influência sobre o tratamento acústico interno e externo desta última.

De fato, na posição recolhida representada na parte superior da figura 3, o dispositivo de acordo com a invenção permite a integração de um revestimento acústico parietal sobre a quase totalidade das faces interna e externa da parede da nacela.

Além disso, o tamanho do dispositivo fluídico 30 é

relativamente pequeno, o que facilita sua integração nesta última.

As figuras 5, 6A e 6B ilustram uma nacela de reator 40 de acordo com um segundo modo de realização da invenção.

5 Uma nacela 40 é fixada à asa da aeronave por intermédio de um mastro de suspensão 42 parcialmente representado. Esta nacela compreende uma parede de nacela 44 cercado de maneira concêntrica a parte montante da turbomáquina 16 interligada ao compressor 22, ambos representados na
10 figura 3.

Neste modo de realização, o mecanismo de criação de abertura(s) na parede de nacela 44 é diferente do representado na figura 3.

De fato, neste segundo modo de realização, a parte da
15 parede da nacela que pode se deslocar longitudinalmente segundo a direção longitudinal do conduto anelar 26 constitui uma parte intermediária 46 desta parede. Na figura 5, esta parte intermediária foi retirada para mostrar a abertura para o desvio controlado de fluxo.

20 Esta parte 46 estende-se segundo um setor angular da parede anelar 44 da nacela e uma outra parte intermediária, não representada, também pode ser disposta de maneira simétrica em relação ao mastro de sustentação 42, com o fim de efetuar uma outra abertura na parede de
25 nacela.

Notar-se-á que a parte intermediária da parede retrátil 46 também pode se estender segundo toda a periferia da nacela.

A parte intermediária de parede 46 compreende dois
30 painéis 48, 50 (figura 6A) que são mantidos radialmente afastados um do outro por dois painéis formando travessas 52 e 54 dispostos sensivelmente perpendicularmente ao painéis 48 e 50.

Um espaço 56 de dimensões fixas é assim criado entre os
35 painéis longitudinais 48 e 50 que estão respectivamente em contato, na posição da figura 6A, com o exterior da nacela e com o conduto anelar 26. Um ou mais cilindros,

por exemplo, dois cilindros 58 e 60, são dispostos longitudinalmente no interior da parede da nacela.

Mais particularmente, como representado na figura 6A, o cilindro 58 (assim como o cilindro 60) é disposto em parte no interior de um alojamento 62 efetuado na parte montante 44a da nacela.

O alojamento 62 é disposto pelo menos de maneira a se estender segundo o setor angular correspondente da peça móvel 46.

10 A parte fixa do cilindro 58 é fixada por uma extremidade 58a no fundo do alojamento 62, enquanto a haste móvel 58b do cilindro estende-se no interior da peça intermediária 46 e é fixada por uma extremidade oposta 58c à travessa 54 (figura 6A).

15 Na primeira posição representada na figura 6A, a parte intermediária de parede 46 está posicionada entre duas partes fixas 44a (parte montante) e 44b (parte jusante) da parede da nacela.

A parte intermediária 46 compreende em sua parte jusante um bordo de fuga arredondado 46a que se estende sensivelmente da extremidade da parede 46 fixada à travessa 54 até a extremidade da parede 50 também fixada a esta travessa.

25 Em posição estendida da parede intermediária 46, este bordo de fuga 46a acompanha uma concavidade de forma correspondente do bordo de ataque da parede jusante 44b (figura 6A).

Em posição recolhida, o bordo de fuga é saliente do alojamento 62 (figura 6B).

30 Notar-se-á, quando se comanda o recolhimento dos cilindros, que as hastes destes últimos recolhem-se no interior do corpo dos cilindros correspondentes e deslocam assim a parte intermediária 46, pelo menos em parte, para o interior do alojamento 62, como representado na figura 6B.

35 A parede intermediária 46 assim recolhida permite efetuar uma abertura 64 na parede da nacela entre seu bordo de

fuga 46a e o bordo de ataque da parte jusante 44b. Notar-se-á por outro lado que são fixados pinos superiores 66, 68 e inferiores 70, 72, respectivamente na parte alta e na parte baixa da peça 46 (figura 5). Estes pinos
5 deslizam respectivamente no interior de trilhos superior e inferior, não representados, para guiar o movimento de recolhimento e de extensão da parte intermediária 46 realizado pelos cilindros 58 e 60.

A parte intermediária de parede 46 também compreende um
10 dispositivo fluídico 74 análogo ao dispositivo 30 das figuras 3 e 4 e que tem como função retirar uma parte do escoamento de fluido interno do conduto 26 controlando a quantidade de fluido retirado e a orientação espacial conferida a esta última.

15 Assim como o dispositivo 30 precitado, o dispositivo 74 é disposto na face interna da parte de parede 46 e compreende um canal de entrada de fluido a alta energia 76 realizado na forma de um arco de toróide.

O dispositivo 74 também compreende um orifício de injeção
20 deste fluido de maneira tangencial ao escoamento interno do conduto 26. Este orifício é realizado na forma de uma fenda 78 que se estende sobre toda a extensão do canal 76.

O dispositivo 74 também é alimentado, por exemplo, em ar
25 sob pressão proveniente da turbomáquina 16 por meio de um tubo flexível ou de uma junção pneumática telescópica (não representado), da mesma maneira que o dispositivo 30 das figura 3 e 4.

30 As características e funcionalidades do dispositivo 74 são idênticas às do dispositivo 30 e não serão retomadas aqui.

As figuras 7A a 7C ilustram uma variante de realização de uma parte intermediária de parede de nacela retrátil 80. A parte intermediária 80, é disposta, como representado
35 na figura 7A, entre duas partes de parede fixas 82a (parte montante) e 82b (parte jusante) da parede da nacela.

A parte montante 82a apresenta um alojamento 84 projetado para receber pelo menos uma parte da parte intermediária 80 quando esta está em posição recolhida, como representado na figura 7C.

5 A parte deslocável longitudinalmente 80 compreende dois painéis 86, 88 radialmente afastados um do outro (figura 7A), mas cujo afastamento pode variar, diferentemente do modo de realização das figuras 5, 6A e 6B. Os dois
10 de suas extremidades dita jusante 86a, 88a sobre um suporte jusante 90 compreendendo um bordo de fuga arredondado 80a e o dispositivo fluídico 74 idêntico ao do modo de realização das figuras 5, 6A e 6B.

Um cilindro 92 compreende um corpo 94 e uma haste 96
15 instalados no interior da parede de nacela.

O corpo 94 apresenta, em uma extremidade do dito corpo, uma cabeça 94a que está alojada no interior de uma cavidade 98 realizada em um suporte 90 que se estende dentro do espaço interno delimitado pelos dois painéis
20 86, 88.

O corpo 94 é preso por sua extremidade oposta 94b às extremidades ditas montantes 86b, 88b dos painéis 86 e 88 por intermédio de duas bielas articuladas 100 e 102.

A haste 96 do cilindro é fixada por sua extremidade 96a
25 não solidária ao corpo 94 à estrutura fixa da parede da nacela.

Assim, quando o comando de recolhimento da parte intermediária da parede 80 ativa o recolhimento do cilindro 92, o corpo 94 deste último é trazido para
30 montante no interior do alojamento 84 segundo um deslocamento longitudinal representado na figura 7B. A cabeça 94a do corpo do cilindro atravessa a cavidade 98 para se encostar, por intermédio de um batente, às bordas da abertura da dita cavidade, enquanto as bielas articuladas 100 e 102 seguem a extremidade 94b do corpo
35 inclinando-se.

Consequentemente, os painéis 86 e 88 aproximam-se do

corpo 94 e, portanto, um do outro.

Ao diminuir (figura 7B), seu afastamento tornou-se inferior ao dos painéis da parte montante da parede 82a que delimita o alojamento interno 84. Continuando o cilindro acionado, o corpo 94 deste último é trazido para montante para o interior da parte montante da parede 82a (figura 7C), levando assim consigo o bloco da parede articulada 80.

Notar-se-á que este bloco intermediário de parede é assim duplamente recolhível, uma vez que ele pode ser recolhido longitudinalmente e radialmente, podendo, de fato, os painéis 86 e 88 aproximar-se um do outro durante o recolhimento.

O recolhimento longitudinal permite criar uma abertura 104 na parede de nacela entre os elementos fixos da parede montante 82a e jusante 82b com o fim de assegurar as funcionalidades apresentadas na descrição dos modos de realização anteriores.

Além disso, o recolhimento radial ou lateral permite que a parte de parede intermediária seja alojada mais facilmente no interior da parte montante 82a do que a parte intermediária de parede 46 representada nas figuras 5, 6A e 6B. De fato, no modo de realização das figuras 5, 6A e 6B, é preciso que o afastamento entre os painéis 48 e 50 seja inferior ao afastamento existente entre as paredes que definem o alojamento interno 62 da parte montante 44a.

Tudo que foi dito anteriormente a respeito do dispositivo fluídico de retirada controlada de uma parte do escoamento interno do conduto 26 continua valendo para a variante representada nas figuras 7A a 7C.

A figura 8 ilustra um modo de realização de uma nacela de acordo com a invenção na qual o mecanismo de criação de abertura compreende uma parte de parede de nacela deslocável longitudinalmente por translação para jusante da nacela e não para montante como nas figuras 5, 6A, 6B, 7A a 7C.

Mais particularmente, a parte de parede 110 é móvel entre duas posições, uma primeira posição representada na parte superior da figura 8, na qual ela está posicionada entre duas partes fixas 112a (parte montante) e 112b (parte jusante incluindo o bordo de fuga na nacela) da parede da nacela 112, e uma segunda posição representada na parte inferior da mesma figura. Nesta segunda posição, a parte móvel 110 deslizou para trás e uma abertura 114 foi assim criada nesta parede para permitir o desvio do fluxo.

5

10 Notar-se-á neste modo de realização, que a parte intermediária de parede 110 compreende dois painéis radialmente afastados um do outro, estando um deles 116 em contato com o exterior e o outro 118 em contato com o conduto anelar 26.

15 Sob a ação de um ou mais cilindros não representados na figura, o sistema 110 de parede dupla desliza para jusante, por exemplo, recobrando parcialmente a parte fixa da parede jusante 112b.

Os dois painéis 116 e 118, assim, por exemplo, recobrem as faces interna e externa respectivas da parte fixa de

20 parede 112b.

Notar-se-á que o(s) cilindro(s) não representado(s) são dispostos dentro da parte fixa de parede 112b como o estavam os cilindros dos modos de realização das figuras

25 5, 6A, 6B, 7A a 7C dentro da parte fixa de parede montante da nacela.

De acordo com uma variante de realização não representada, as duas paredes 116 e 118 também podem ser recolhidas radialmente com o fim de reduzir o afastamento

30 entre estas últimas, utilizando um ou mais cilindros da maneira ilustrada nas figura 7A a 7C.

Os painéis 116 e 118 da parte intermediária 110 são então alojados pelo menos parcialmente no interior da parte jusante fixa 112b.

35 Notar-se-á no modo de realização representado na figura 8, que o dispositivo fluídico 30 não está disposto na parte móvel da parede da nacela como nos modos de

realização representados nas figuras 5, 6A, 6B, 7A a 7B. De fato, o dispositivo 30 está disposto a montante da abertura e a parte de parede móvel 110 é aqui deslocada para jusante.

5 Representou-se na figura 9 uma variante de realização na qual a parte intermediária móvel de parede também é deslocada para trás da parede da nacela 122.

A parte intermediária de parede 120 compreende aqui apenas um painel que, em uma primeira posição
10 representada na parte superior da figura 9, está disposto entre as duas partes fixas montante 122a e jusante 122b da parede da nacela. Na segunda posição representada na parte inferior desta figura, a parte móvel 120 desloca-se por translação para jusante e recobre pelo menos
15 parcialmente a face externa da parte fixa 122b.

Notar-se-á por outro lado que a parte fixa jusante 122b é deslocada radialmente para o interior da nacela em relação à posição radial do painel da parte móvel 120 para que este último possa transladar longitudinalmente
20 sem se chocar contra a parte fixa 122b.

Ainda aqui, a parte intermediária móvel da parede da nacela permite criar uma abertura 124 nesta última com o fim de desviar de maneira controlada uma parte do escoamento de fluido interno do conduto anelar 26.

25 O dispositivo fluídico de retirada 30 também é disposto de maneira independente da parte de parede móvel e de maneira fixa em relação a esta última, contrariamente à disposição projetada nas figuras 5, 6A, 6B, 7A a 7C. Convém notar que as paredes intermediárias móveis 110 e
30 120 podem se estender de maneira anelar sobre toda a periferia da nacela ou apenas sobre um ou mais segmentos anelares desta.

Por outro lado, notar-se-á que em todos os casos, não transladando a parte traseira da parede da nacela, é
35 preferível retirar do conduto anelar pelo menos 20 a 30% do escoamento interno para obter um efeito significativo sobre a inversão, anulação ou diminuição de empuxo

através da retirada controlada.

Nas figuras 10 a 14, representaram-se variantes compreendendo dispositivos complementares ao dispositivo de inversão de empuxo de tipo fluídico anteriormente descrito visando melhorar sua eficiência.

De acordo com um modo de realização ilustrado nas figuras 10 a 12, uma ou mais portinholas 130 são instaladas a montante de um bordo de fuga 132 na altura do qual está disposto um dispositivo fluídico 134 permitindo desviar de maneira pneumática pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo com o fim de obter uma desaceleração da aeronave.

De acordo com este modo de realização, a nacela compreende pelo menos uma abertura 136 que pode ser obstruída por uma portinhola 130 de forma adaptada à abertura 136, sendo a dita portinhola articulada em relação à nacela segundo um eixo 138 de articulação disposto a montante da abertura em um plano sensivelmente perpendicular ao eixo 140 longitudinal da nacela correspondendo ao eixo de empuxo. Assim, a portinhola 130 pode ocupar uma primeira posição na qual obstrui a abertura 136 e uma segunda posição na qual desobstrui a abertura 136 permitindo o desvio de pelo menos parte do fluxo secundário graças ao dispositivo fluídico 134

Vantajosamente, as formas da portinhola são tais que asseguram a continuidade da superfície externa e do conduto interno da nacela.

Vantajosamente, a nacela pode compreender um pluralidade de aberturas 136 distribuídas em sua circunferência, sendo cada uma obstruída por uma portinhola 130.

A presença de uma portinhola 130 a montante da abertura 136 permite criar a jusante da portinhola 130 uma depressão e uma perturbação aerodinâmica na altura da abertura que favorecem a aspiração de pelo menos uma parte do fluxo secundário e melhora a eficiência do dispositivo fluídico 134.

De acordo com outra variante ilustrada na figura 13, a

nacela compreende duas partes, uma parte montante 142
fixa e uma parte jusante 144 móvel por translação que
permite criar uma abertura 146, compreendendo o bordo de
fuga da parte montante um dispositivo fluídico 148. Esta
5 nacela é sensivelmente idêntica à ilustrada na figura 3.
Pelo menos uma portinhola 150 pode ser projetada no
exterior da nacela, a montante da abertura 146,
articulada em relação a um eixo 152 a montante da dita
abertura, disposto em um plano sensivelmente
10 perpendicular ao eixo 154 longitudinal da nacela. Esta
portinhola 150 pode ocupar uma primeira posição dita
recolhida na qual sua superfície externa 156 assegura a
continuidade da superfície externa aerodinâmica da
nacela, e uma segunda posição dita estendida na qual é
15 saliente em relação à superfície externa da nacela, com o
fim de melhorar a eficiência do dispositivo fluídico 148
criando uma depressão e uma perturbação na altura da
abertura 146.

Geralmente, a nacela compreende várias portinholas 150
20 instaladas a montante das aberturas 146.

De acordo com outras variantes, sendo uma delas ilustrada
na figura 14, uma ou mais portinholas 158 podem ser
articuladas na borda jusante de uma abertura 160 e se
estender a jusante da dita abertura 160. Esta(s)
25 portinhola(s) pode(m) melhorar a eficiência de um
dispositivo fluídico 162 localizado na altura do bordo
montante da abertura 160 graças às perturbações
aerodinâmicas que gera(m) na altura da dita abertura 160.
Como ilustrado na figura 14, a(s) portinhola(s) 158
30 pode(m) compreender uma borda 164 que pode ser saliente
no interior do conduto secundário 166 de maneira mais ou
menos importante.

REIVINDICAÇÕES

1. Processo para reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por pelo menos um fluxo de ar expelido por um conjunto propulsor de uma aeronave, desviando pelo menos
5 uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo, caracterizado pelo fato de consistir em injetar, na altura do conjunto propulsor, um fluido chamado fluido de inversão de empuxo para desviar por um efeito de arraste, do interior da nacela em direção ao exterior da nacela,
10 pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo.

2. Processo, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de consistir em injetar um fluido de inversão de empuxo na altura ou ligeiramente a
15 montante de pelo menos uma parte de um bordo de fuga de pelo menos um conduto canalizando o fluxo suscetível de participar do empuxo ou de uma abertura efetuada na altura do dito conduto.

3. Processo, de acordo com qualquer uma das
20 reivindicações 1 ou 2, caracterizado pelo fato de consistir em ajustar pelo menos um parâmetro aerodinâmico ou termodinâmico do fluido de inversão de empuxo para ajustar a proporção entre o fluxo desviado e o fluxo não desviado.

25 4. Processo, de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de consistir em injetar o fluido de inversão de empuxo a montante de uma superfície curva convexa com uma parte culminante deslocada para trás em relação à saída do
30 fluido de inversão de empuxo.

5. Processo, de acordo com a reivindicação 4, caracterizado pelo fato de consistir em ajustar pelo menos um parâmetro aerodinâmico ou termodinâmico do fluido de inversão de empuxo para regular a orientação do
35 fluxo desviado.

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

consistir em desviar pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo através de uma abertura temporária que pode ser criada na altura de um conduto canalizando o fluxo a desviar, e em injetar o fluido de inversão de empuxo na altura ou ligeiramente a montante de pelo menos uma parte do bordo de fuga montante da dita abertura.

7. Processo, de acordo com a reivindicação 6, caracterizado pelo fato de consistir em gerar perturbações aerodinâmicas na altura da abertura.

8. Dispositivo para a aplicação do processo, como identificado em qualquer uma das reivindicações de 1 a 7, para reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por pelo menos um fluxo de ar expelido de pelo menos um conduto de um conjunto propulsor de uma aeronave, compreendendo o conjunto propulsor, meios para desviar pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo, caracterizado pelo fato de compreender meios para injetar, na altura do conjunto propulsor, um fluido chamado fluido de inversão de empuxo para desviar por um efeito de arraste, do interior da nacela em direção ao exterior da nacela, pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo.

9. Dispositivo, de acordo com a reivindicação 8, caracterizado pelo fato de os meios para injetar o fluido de inversão de empuxo estarem dispostos na altura ou ligeiramente a montante de pelo menos uma parte de um bordo de fuga de pelo menos um conduto canalizando o fluxo suscetível de participar do empuxo ou de uma abertura efetuada na altura do dito conduto.

10. Dispositivo, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de compreender uma superfície curva convexa projetada na altura do bordo de fuga e uma saída de fluido de inversão de empuxo localizada sensivelmente na altura da intersecção da dita superfície curva e da superfície interna do conduto canalizando o fluxo a desviar, compreendendo a superfície curva uma

parte culminante deslocada para trás em relação à saída do fluido de inversão de empuxo.

11. Dispositivo, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 8 a 10, caracterizado pelo fato de a saída do fluido de inversão de empuxo ter a forma de um bocal.

12. Dispositivo, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 8 a 11, caracterizado pelo fato de compreender meios para ajustar pelo menos um parâmetro aerodinâmico ou termodinâmico do fluido de inversão de empuxo.

13. Nacela de aeronave, caracterizada pelo fato de compreender um dispositivo como identificado em qualquer uma das reivindicações de 8 a 12.

14. Nacela, de acordo com a reivindicação 13, compreendendo um conduto no qual é disposta de maneira concêntrica uma turbomáquina, caracterizada pelo fato de compreender pelo menos uma abertura temporária, permitindo fazer comunicar o interior e o exterior de um conduto canalizando o fluxo a desviar, e um dispositivo como identificado em qualquer uma das reivindicações 8 e 12 disposto em pelo menos em parte na altura do bordo de fuga montante da dita abertura.

15. Nacela, de acordo com a reivindicação 14, caracterizada pelo fato de a abertura compreender na altura de sua borda montante uma superfície curva convexa e uma saída de fluido de inversão de empuxo localizada sensivelmente na altura da intersecção da dita superfície curva convexa e da superfície interna do conduto canalizando o fluxo a desviar, compreendendo a superfície curva convexa uma parte culminante deslocada para trás em relação à saída do fluido de inversão de empuxo.

16. Nacela, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 13 a 15, caracterizada pelo fato de a saída do fluido de inversão de empuxo ter a forma de um bocal.

17. Nacela, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 13 a 16, caracterizada pelo fato de compreender pelo

menos uma portinhola permitindo perturbar o fluxo aerodinâmico na altura da abertura.

18. Nacela, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada pelo fato de a dita pelo menos uma portinhola estar disposta a montante da abertura.

19. Nacela, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada pelo fato de a dita pelo menos uma portinhola estar disposta a jusante da abertura.

20. Nacela, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 17 a 19, caracterizada pelo fato de a dita pelo menos uma portinhola poder ocupar uma primeira posição na qual sua superfície externa está no prolongamento da superfície externa da nacela e uma segunda posição na qual ela é saliente em relação à superfície externa da nacela.

21. Nacela, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 13 a 20, caracterizada pelo fato de compreender pelo menos uma abertura que pode ser obstruída por pelo menos uma portinhola, podendo a dita pelo menos uma portinhola ocupar uma primeira posição na qual ela obstrui a abertura e uma segunda posição na qual ela desobstrui a abertura.

22. Nacela, de acordo com qualquer uma das reivindicações de 13 a 20, caracterizada pelo fato de compreender pelo menos uma parte fixa e pelo menos uma parte móvel capaz de transladar em relação à dita pelo menos uma parte fixa com o fim de criar pelo menos uma abertura após a translação.

23. Nacela, de acordo com a reivindicação 22, caracterizada pelo fato de compreender uma parte fixa montante e pelo menos uma parte móvel jusante permitindo criar pelo menos uma abertura entre as partes montante e jusante após a translação da dita pelo menos uma parte móvel jusante.

24. Nacela, de acordo com a reivindicação 23, caracterizada pelo fato de compreender pelo menos um painel capaz de transladar em relação à parede da nacela

com o fim de desobstruir uma abertura efetuada na parede da nacela.

25. Aeronave, caracterizada pelo fato de compreender uma nacela como identificada em qualquer uma das reivindicações de 13 a 24.

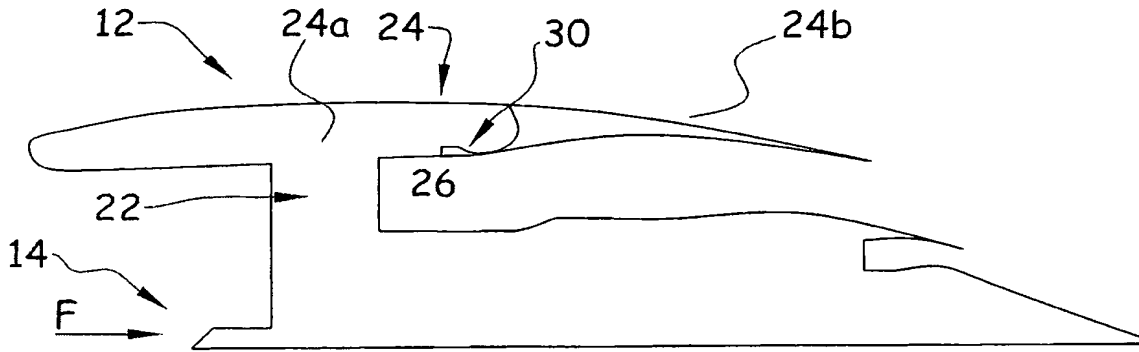


FIG.1A

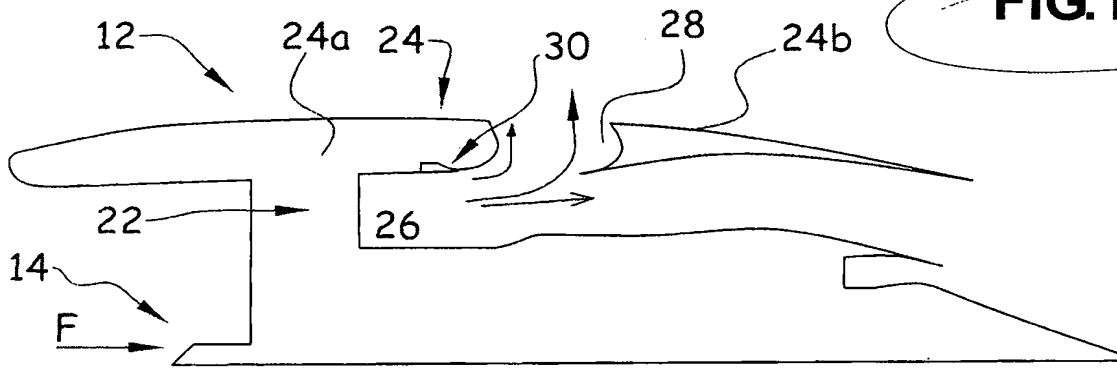


FIG.1B

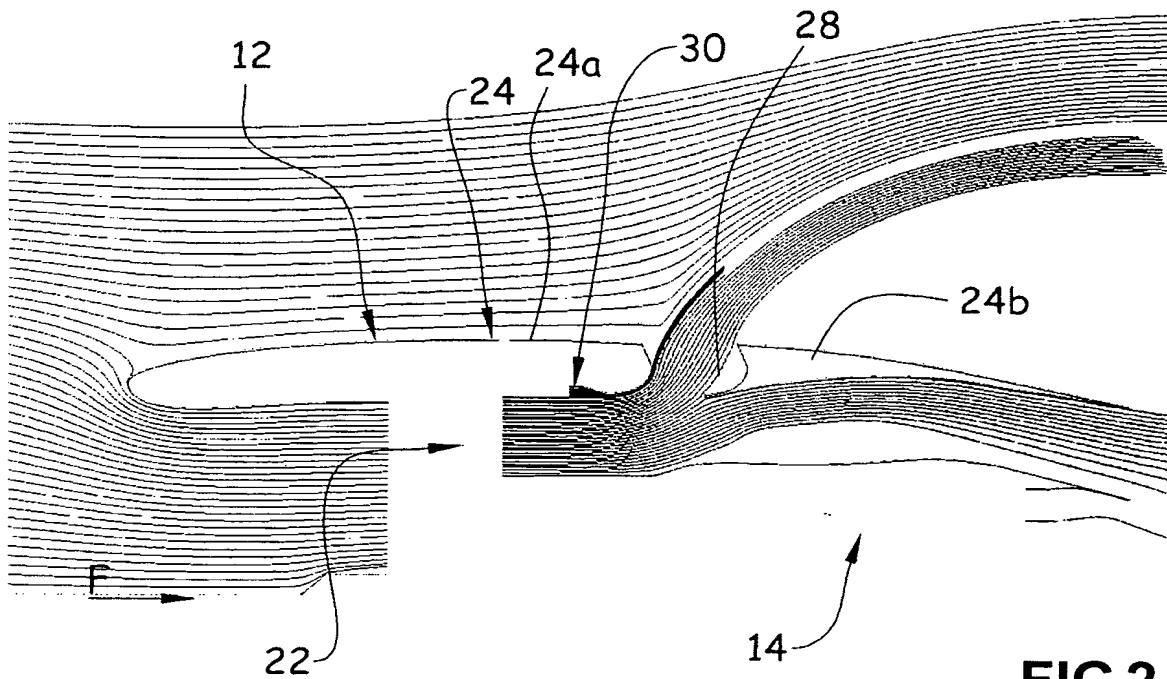


FIG.2

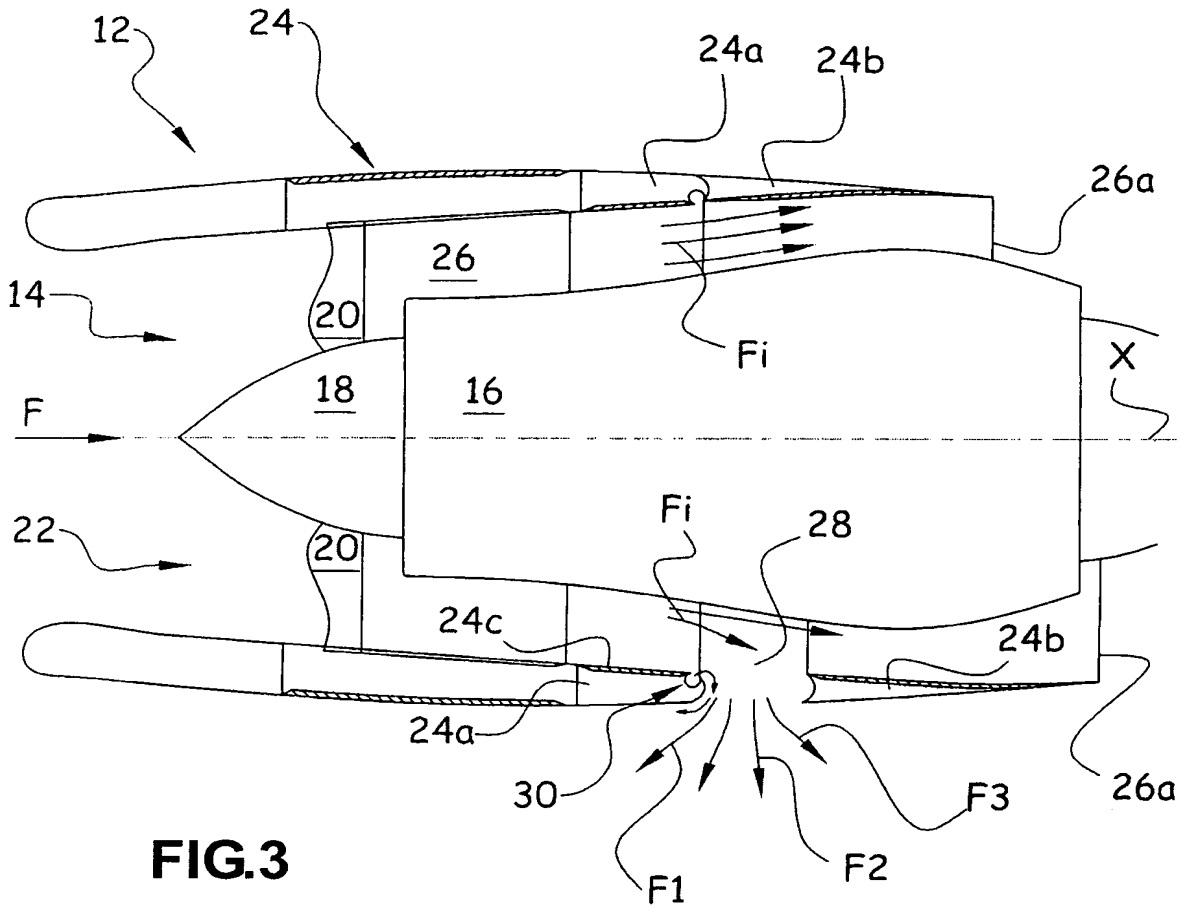


FIG.3

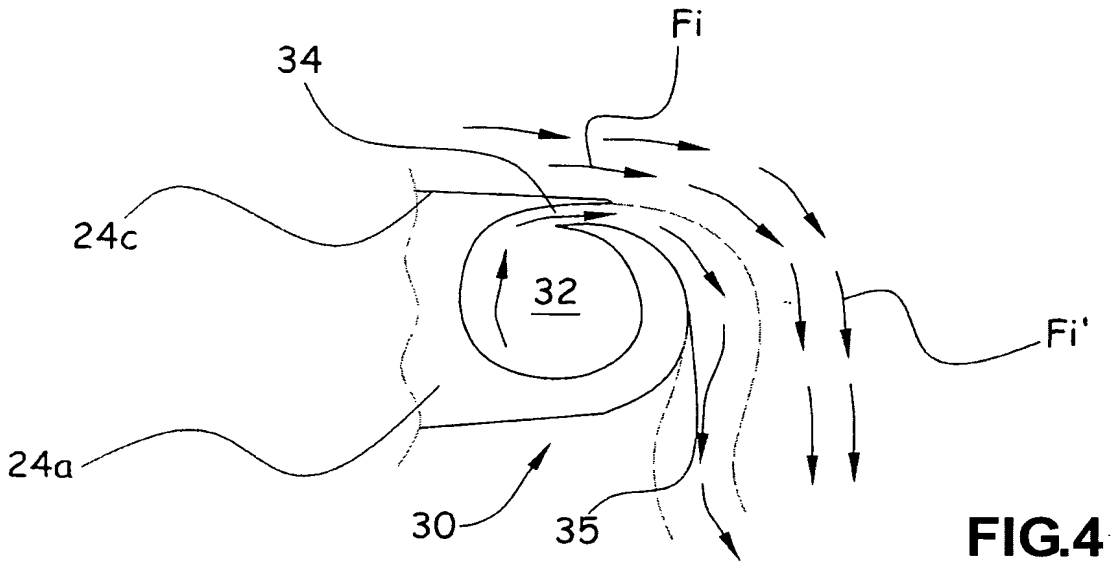


FIG.4

3/7

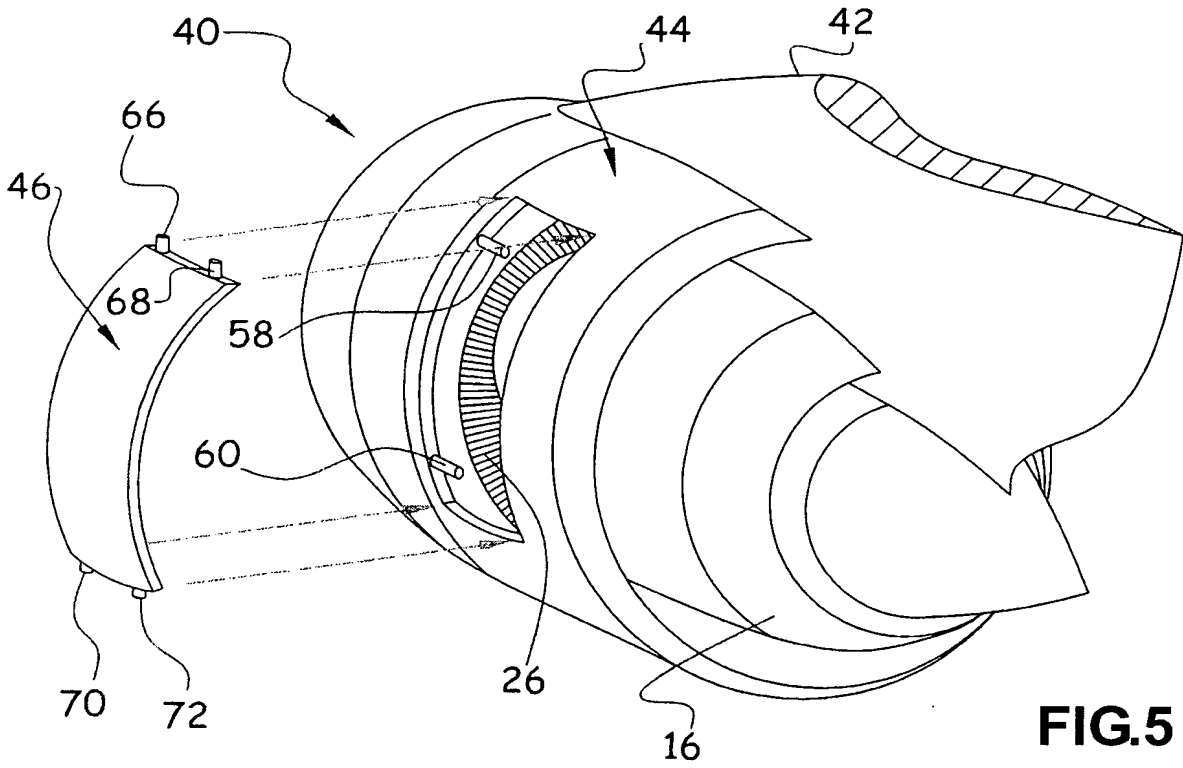


FIG. 5

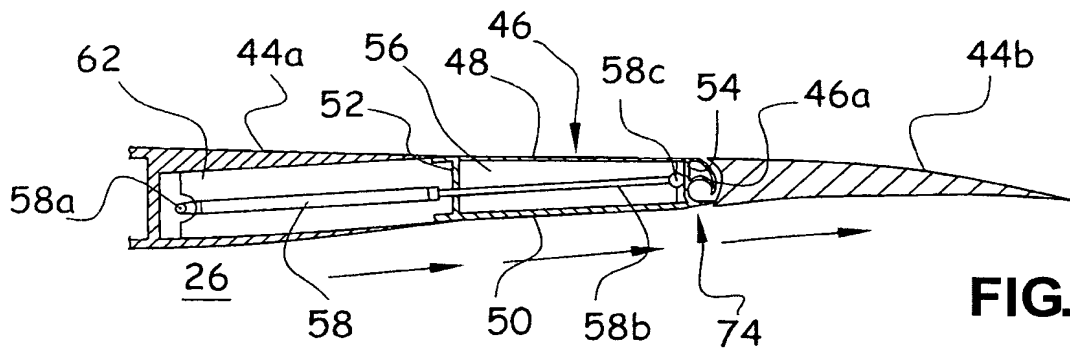


FIG. 6A

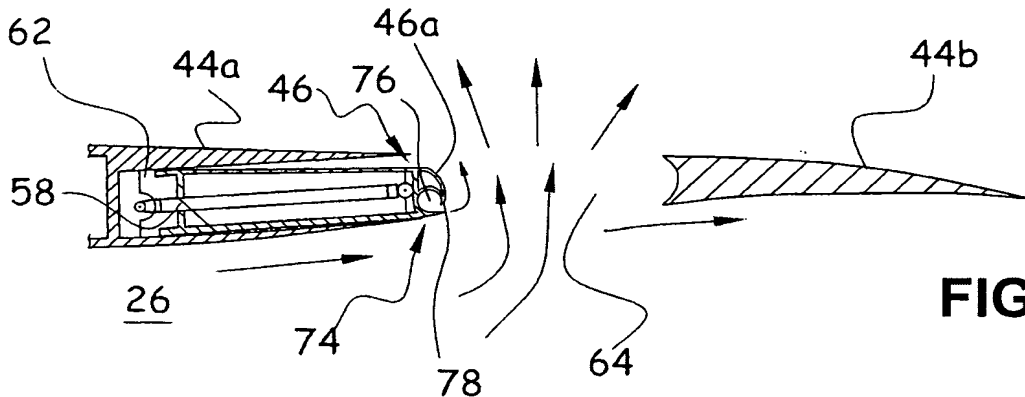


FIG. 6B

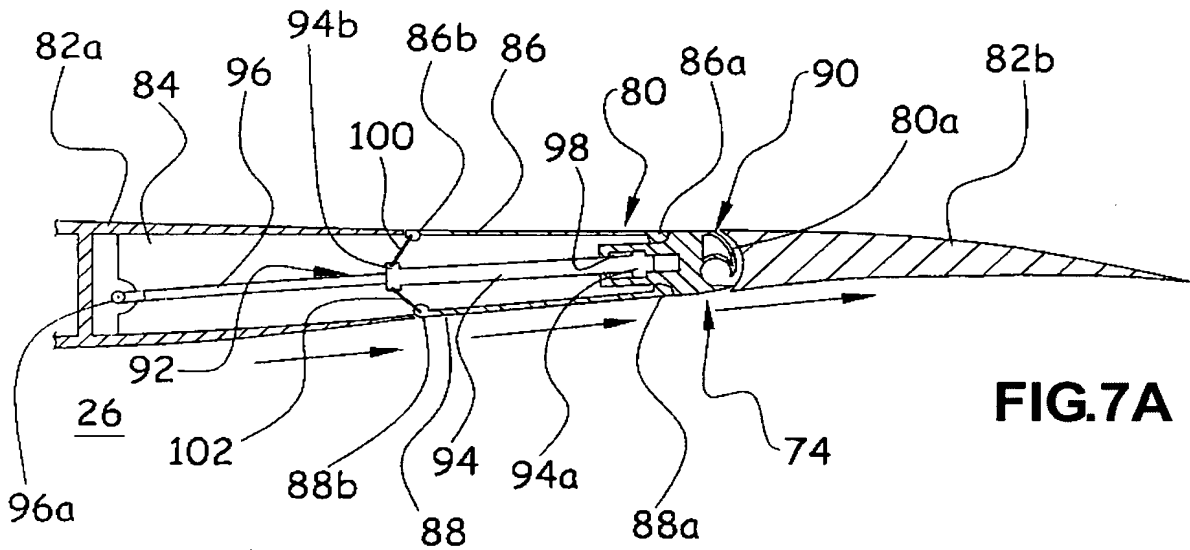


FIG. 7A

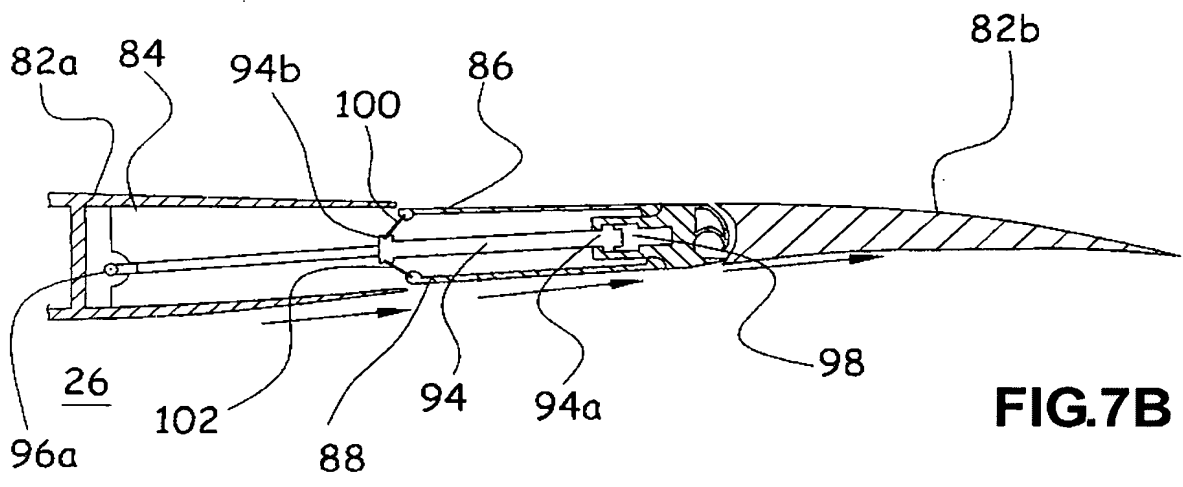


FIG. 7B

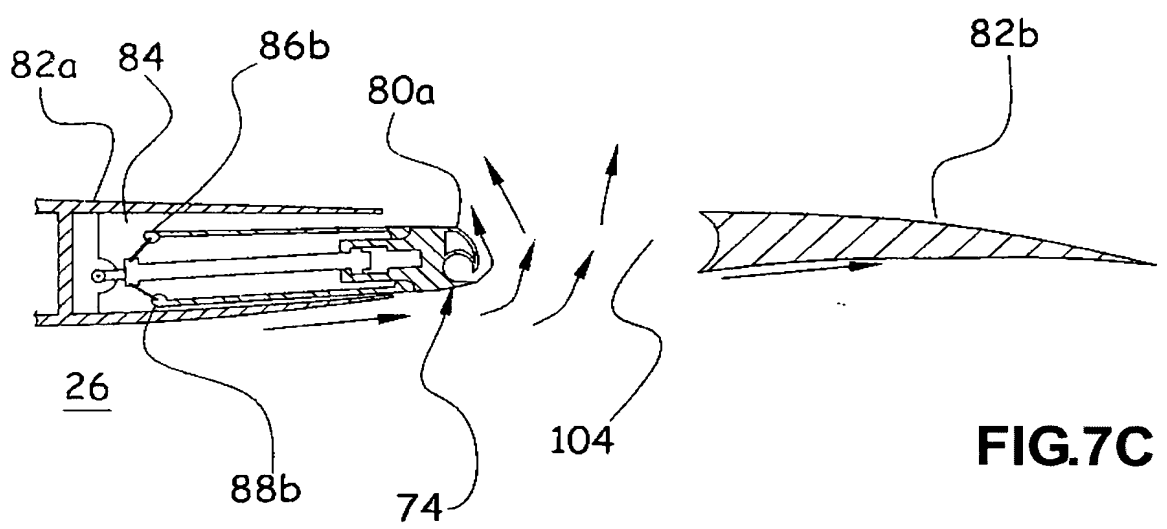


FIG. 7C

5/7

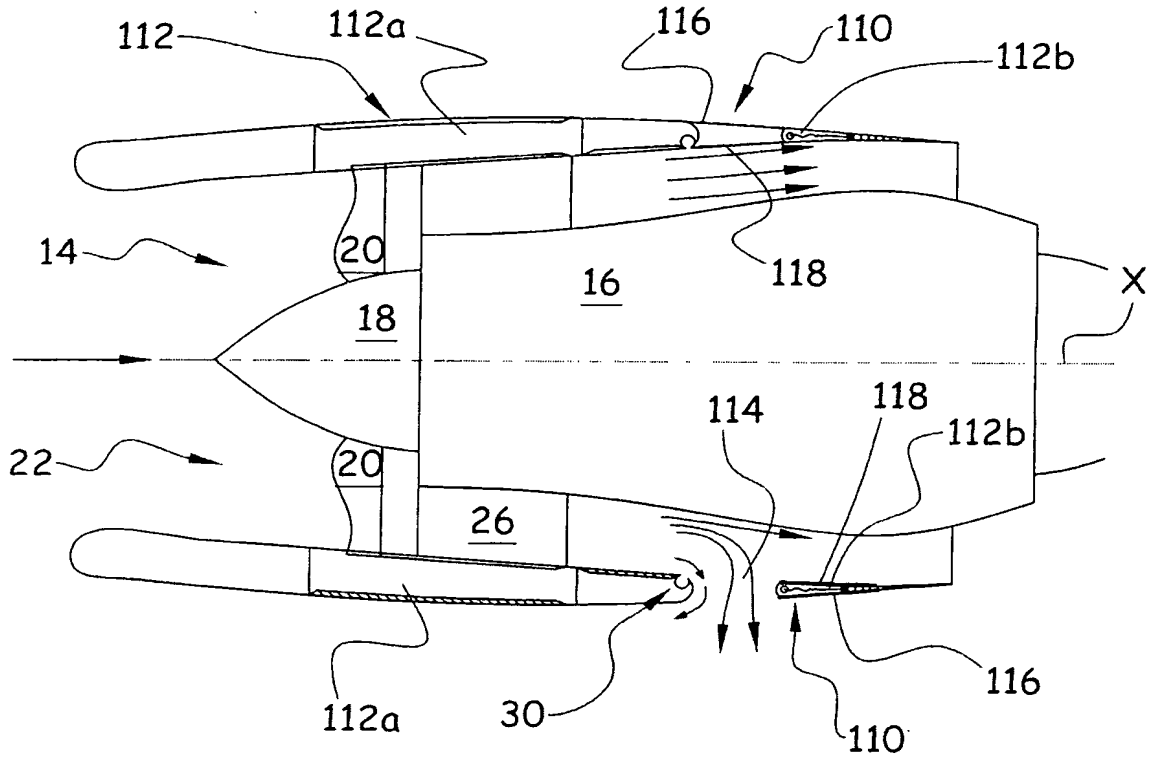


FIG. 8

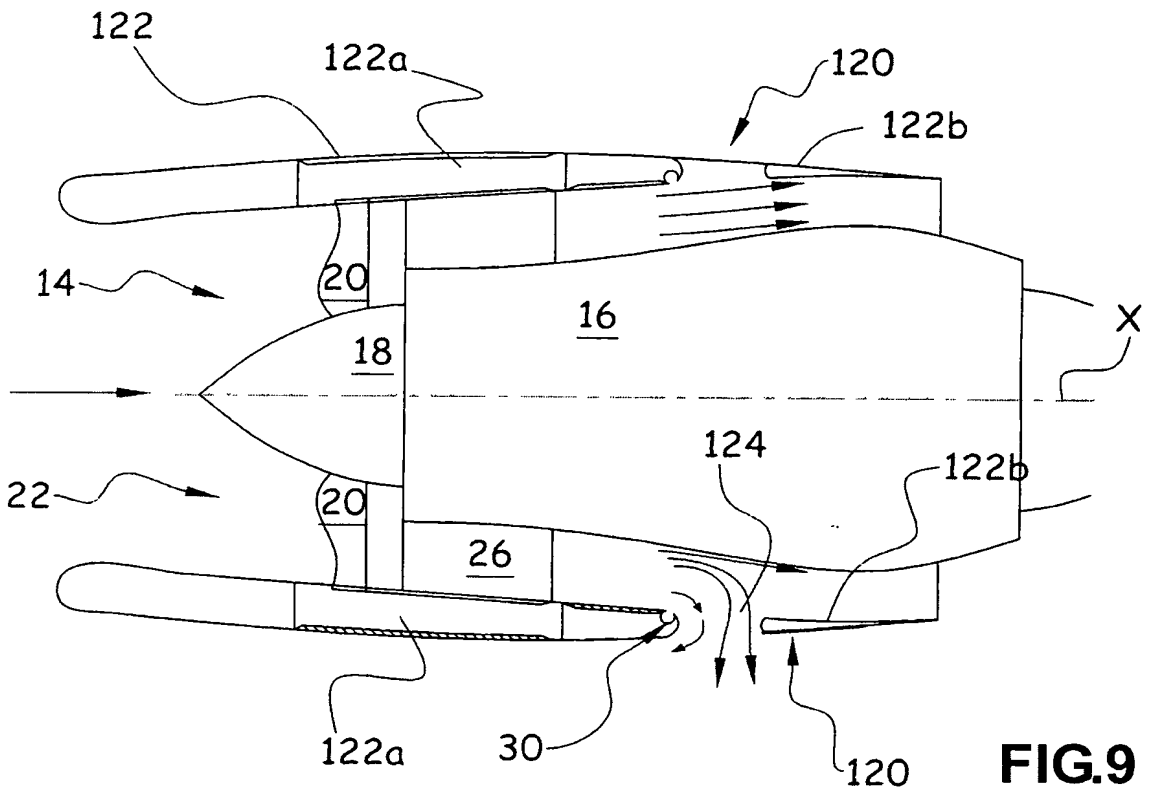


FIG. 9

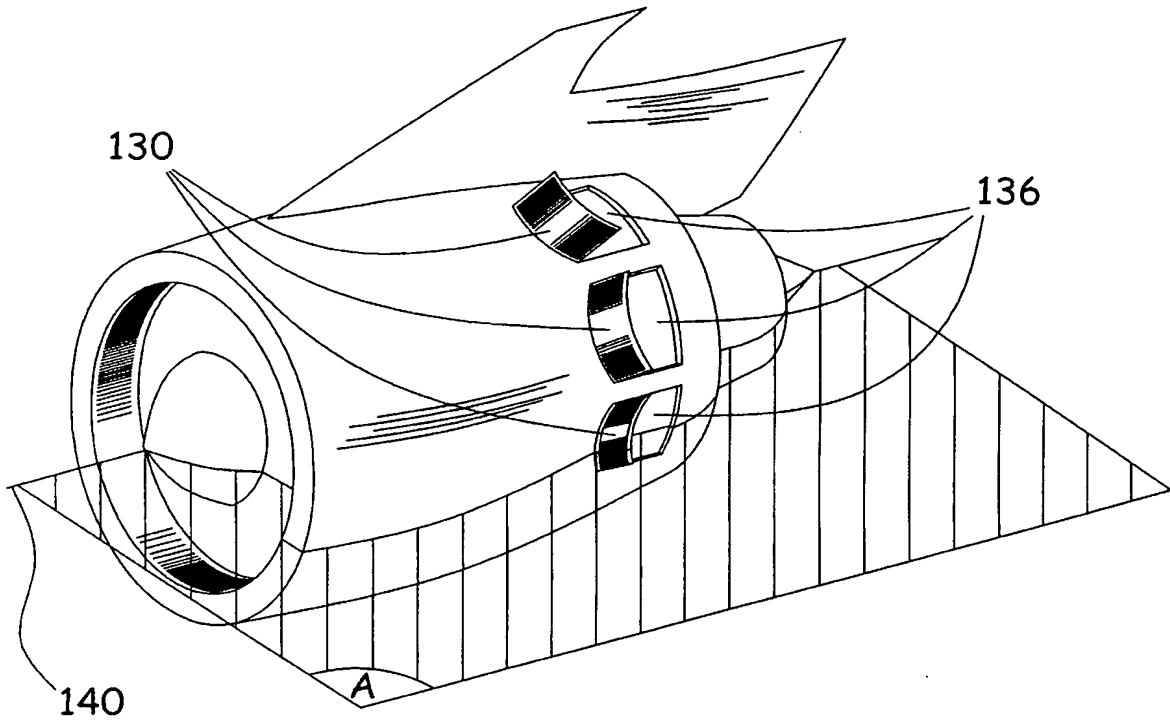


FIG. 10

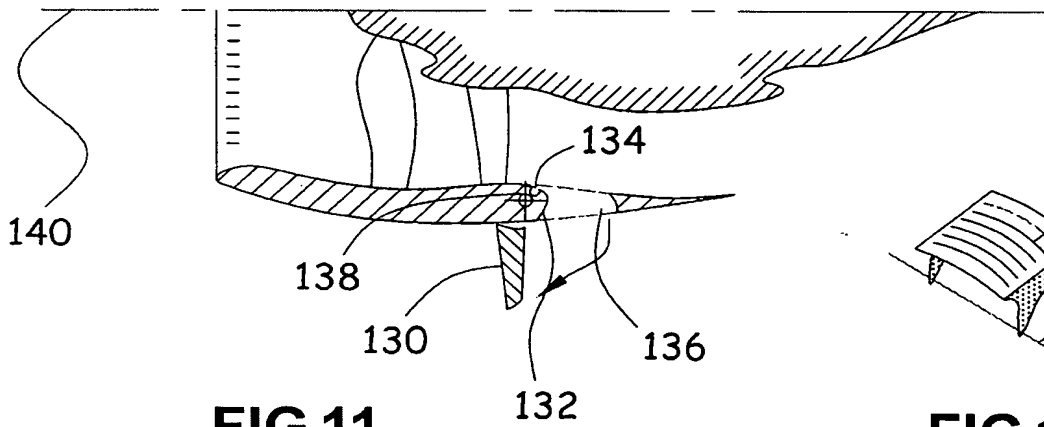


FIG. 11

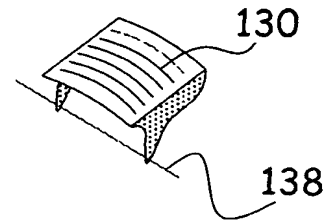


FIG. 12

717

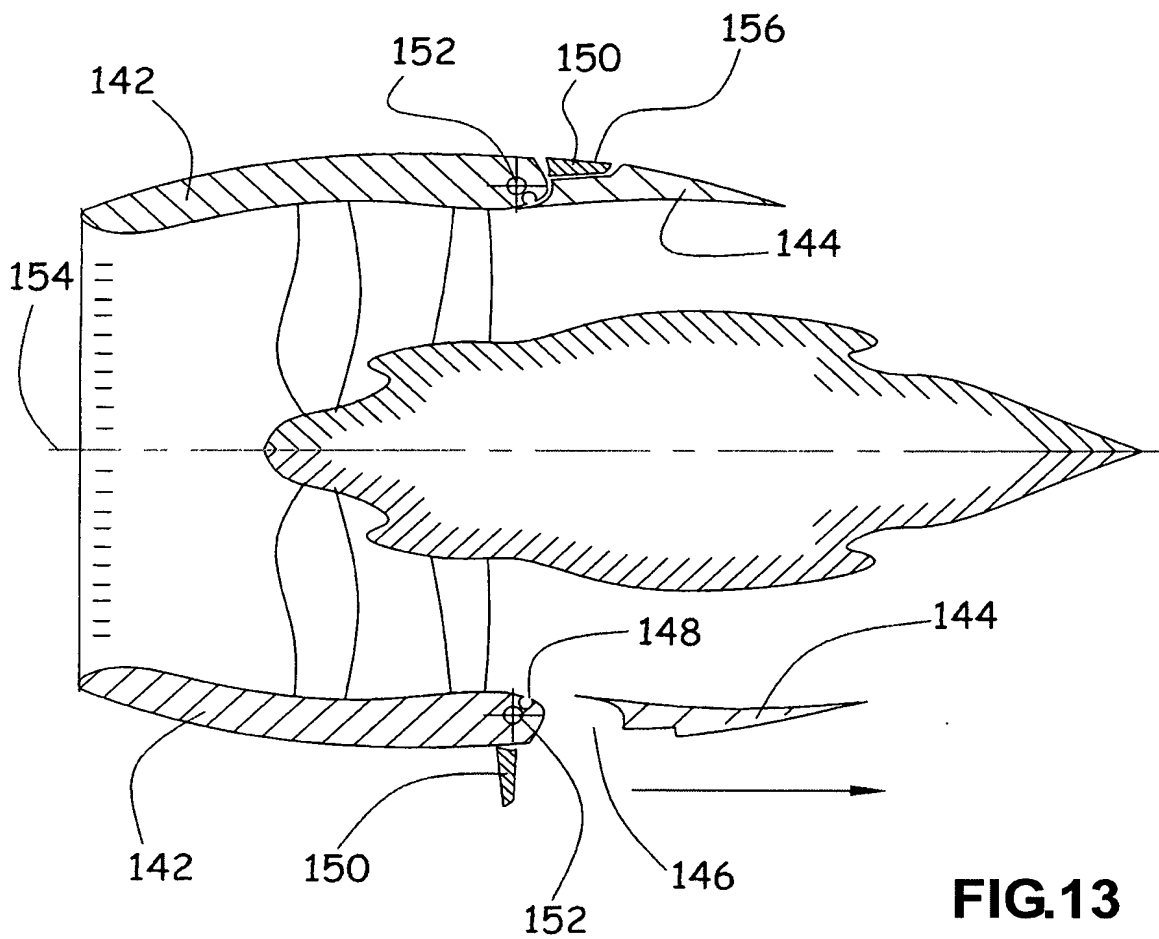


FIG. 13

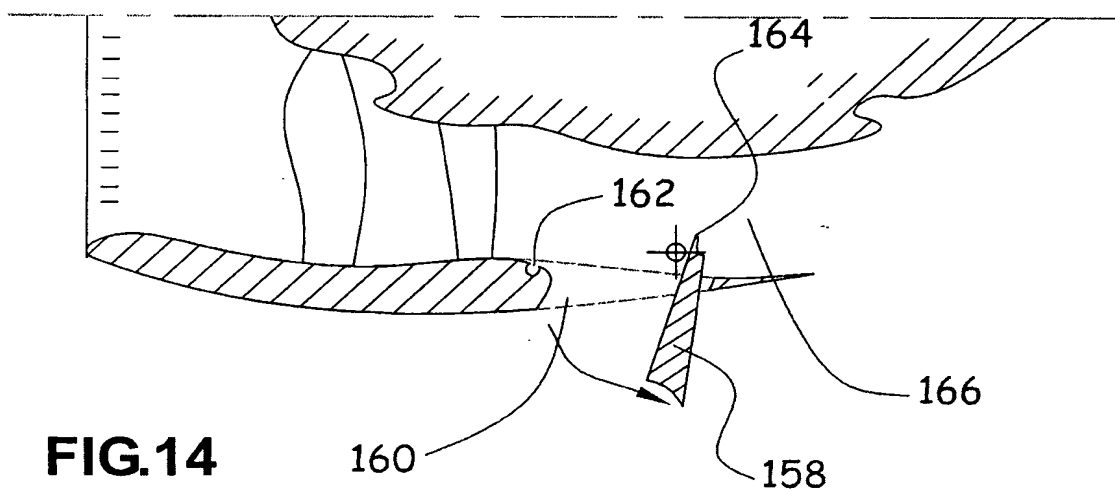


FIG. 14

RESUMO

"PROCESSO PARA REDUZIR, ANULAR OU INVERTER O EMPUXO GERADO POR PELO MENOS UM FLUXO DE AR EXPELIDO POR UM CONJUNTO PROPULSOR DE UMA AERONAVE, DISPOSITIVO PARA A APLICAÇÃO DO PROCESSO, NACELA DE AERONAVE E AERONAVE".

O objeto da invenção é um processo para reduzir, anular ou inverter o empuxo gerado por pelo menos um fluxo de ar expelido por um conjunto propulsor de uma aeronave, desviando pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo, caracterizado pelo fato de consistir em injetar, na altura do conjunto propulsor, um fluido chamado fluido de inversão de empuxo para desviar por um efeito de arraste, do interior da nacela em direção ao exterior da nacela, pelo menos uma parte do fluxo suscetível de participar do empuxo.