



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

(11) PI 0701438-4 B1



(22) Data do Depósito: 13/04/2007

(45) Data de Concessão: 19/11/2019

(54) Título: SUPERFÍCIE DE CONTROLE DE AERONAVE EM COMBINAÇÃO EM COMBINAÇÃO COM UM SELO AERODINÂMICO PARA REDUÇÃO DO RUÍDO GERADO POR SUPERFÍCIES DE CONTROLE DE AERONAVES

(51) Int.Cl.: B64C 9/22.

(73) Titular(es): EMBRAER S.A..

(72) Inventor(es): MÁRIO TRICHÊS JÚNIOR; MICAEL GIANINI VALLE DO CARMO; BRUNO ARANTES CALDEIRA DA SILVA; MARCUS VINÍCIUS FRANÇA BARBOZA; VINÍCIUS LOSADA GOUVEIA.

(57) Resumo: SELO AERODINÂMICO PARA REDUÇÃO DO RUÍDO GERADO POR SUPERFÍCIES DE CONTROLE DE AERONAVES Os mecanismos de ruído das extremidades laterais de flapes têm sido objeto de um grande número de estudos durante as últimas décadas. Um sistema de vértice específico emana da extremidade lateral da ponta de um flape devido à diferença de pressão estática entre as superfícies superiores e inferiores do flape. Tal diferença de pressão conduz a uma fusão (mistura) entre os dois sistemas de vértice que são gerados nas extremidades superiores e inferiores do contorno lateral do flape. A presente invenção propõe a aplicação de um selo perfurado (21) no bordo lateral inferior (11) e/ou superior (8) do contorno de uma superfície de controle tal como um flape (3), com o propósito de agir como um gerador de vértice, tornando difícil para o sistema de vértice inferior se mover para cima e fundir-se com o sistema de vértice superior. Os selos em lâmina perfurada (21) ficam dispostos preferivelmente nas extremidades internas e externas de flapes de alta sustentação (3).

"SELO AERODINÂMICO PARA REDUÇÃO DE RUÍDO GERADO POR SUPERFÍCIES DE CONTROLE DE AERONAVES"

[001] A presente invenção se relaciona à supressão do ruído gerado aerodinamicamente em uma aeronave, mais especificamente ao ruído gerado por superfícies de controle de aeronave tais como flapes, slats, ailerons e espóileres. Ela se relaciona mais particularmente a um selo para a redução do ruído aerodinâmico gerado pelas extremidades laterais de flapes de alta sustentação.

Estado da técnica

[002] Os avanços tecnológicos são, em sua grande maioria, acompanhados por um certo grau de apreensão com relação aos impactos ambientais decorrentes de sua aplicação. A contínua evolução dos meios de transporte é um exemplo claro de como a comodidade gerada pela rápida possibilidade de deslocamento do ser humano pode, por outro lado, gerar consequências problemáticas para o meio ambiente, onde se destacam os efeitos da poluição e do ruído. Para a aviação civil, o impacto relacionado aos níveis de ruído é atualmente um dos principais obstáculos para o crescimento. Os níveis de ruído gerados durante a operação de uma aeronave são primariamente um item de incômodo local na área residencial ao redor de aeroportos, porque pode interromper as comunicações, perturbar o sono e os momentos de relaxamento, induzir fadiga e assim reduzir a qualidade de vida da população. Consequentemente, até a presente data, os assuntos relacionados ao ruído têm recebido mais atenção tecnológica e regulatória do que qualquer outro problema ambiental da aviação.

[003] Nos últimos 30-40 anos, a indústria aeronáutica fez progressos notáveis relativos à eficiência das aeronaves. Entre outras melhorias, este progresso foi acompanhado por reduções drásticas das emissões de ruído, em grande parte alcançadas pela aerodinâmica aperfeiçoada das aeronaves e pela nova geração de motores turbo-fan.

[004] Para o setor de transporte aéreo, o crescimento econômico previsto é de aproximadamente 5 por cento ao ano. Então, os assuntos relacionados ao ruído ganharão cada vez mais importância sob os aspectos de qualidade de vida e prosperidade econômica. Para que o crescimento do transporte aéreo não seja influenciado negativamente por regulamentações adicionais, é necessário fazer com que ambos aspectos estejam em concordância. A importância sociopolítica destes assuntos está endereçada a uma gama de programas de pesquisa e desenvolvimento mundial.

[005] Os assuntos relacionados ao ruído e à redução de ruído conduzirão cada vez mais a critérios de projeto adicionais no desenvolvimento de novas aeronaves. Ainda há atualmente uma falta de parâmetros de projeto e ferramentas aplicáveis na implementação de tais exigências, na medida em que certos processos geradores de ruído ainda não são suficientemente compreendidos.

[006] O desenvolvimento e ciclos de vida de uma aeronave podem se estender por várias décadas. Esta é a razão pela qual o tempo é um fator importante a se considerar ao serem introduzidas novas tecnologias, que requerem períodos bastante longos antes que elas sejam amplamente aplicadas nas frotas de aeronaves. Assim, a análise de potenciais soluções

de curto e médio prazo é requerida para conduzir a medidas de aperfeiçoamento das aeronaves já existentes.

[007] O pouso e a decolagem são as fases de voo de uma aeronave onde as principais fontes geradoras de ruído são percebidas pelas comunidades. Durante a fase de cruzeiro, devido aos elevados tetos operacionais, o ruído gerado pela aeronave é totalmente dissipado pela atmosfera, não atingindo a população em solo. Durante o pouso e decolagem, entretanto, a aeronave encontra-se próxima ao solo, o que faz com que tanto fontes de ruído aerodinâmicas quanto propulsivas sejam facilmente percebidas pelas comunidades, principalmente àquelas vizinhas a aeroportos.

[008] Uma parte significativa do ruído gerado por uma aeronave durante sua operação é devido ao fluxo de ar nos contornos das superfícies da aeronave. Este tipo de ruído geralmente é chamado de ruído aerodinâmico, e é causado em grande parte pelo ar que flui sobre as superfícies de controle da aeronave e também pelas descontinuidades que estas superfícies de controle causam nas asas da aeronave. O ruído aerodinâmico é especialmente importante na fase de aterrissagem de um voo, porque nesta situação a potência requerida dos motores é reduzida, e assim o ruído gerado pelos motores também tem sua influência diminuída. Além disso, nesta fase de voo os dispositivos de alta sustentação estão frequentemente estendidos, o que aumenta o ruído aerodinâmico gerado.

[009] As modernas aeronaves comerciais de transporte de passageiros são equipadas com dispositivos auxiliares de alta sustentação, os quais são utilizados tipicamente durante as fases de decolagem e/ou pouso de um

voo para aumentar a sustentação gerada durante velocidades de voo relativamente baixas. Estes dispositivos auxiliares de alta sustentação incluem slats (tiras extensíveis) nos bordos de ataque e flapes de aterrissagem, que são respectivamente movidos conectados ao bordo de ataque e à área do bordo de fuga da asa principal. Na posição estendida, estes dispositivos auxiliares de alta sustentação, além do trem de aterrissagem abaixado, representam os principais geradores de ruído de fluxo aerodinâmico das aeronaves de transporte comercial.

[010] Nos últimos anos foram executados estudos significativos dos mecanismos e da modelagem das fontes de ruído dos dispositivos de alta sustentação, provendo várias abordagens para modelagem numérica, semi-analítica e semi-empírica da instabilidade do fluxo local, que é aplicada na acústica de campo livre. Além destes estudos foram demonstradas notáveis reduções das fontes de ruído dos *slats* bem como também das extremidades laterais dos flapes.

[011] Já é conhecido da literatura que uma das principais fontes de ruído aerodinâmico está relacionada com a geração e desprendimento de vórtices que ocorre nos bordos da asa e superfícies de controle de uma aeronave. A eliminação ou enfraquecimento destes vórtices é um modo muito eficaz para reduzir o ruído aerodinâmico geral da aeronave.

[012] Baseado no que foi mencionado acima, por muito tempo este tem sido um sério problema e tema de significativas pesquisas no campo do projeto de aeronaves, para reduzir o ruído gerado aerodinamicamente do ar que flui

pelas várias estruturas da aeronave e especialmente, pelos flapes do bordo de fuga estendidos.

[013] As abordagens atuais para resolver este problema consistem na instalação de geradores de vórtice nas extremidades (bordos) das superfícies de controle da aeronave. Estes elementos geram pequenos vórtices que enfraquecem o vórtice principal que, caso contrário, seria gerado nestas partes da aeronave, reduzindo assim o ruído aerodinâmico. As patentes atualmente existentes usam elementos tais como cerdas e hastes para alcançar este efeito de modificação do vórtice. Apesar de serem eficientes no seu propósito da redução de ruído, estas soluções são muito difíceis de serem incorporadas nas aeronaves já existentes, porque requerem a existência de uma folga considerável entre as superfícies de controle da aeronave para que sejam efetivamente instaladas. Assim, estas soluções são mais adequadas para uso em novas aeronaves, onde estas folgas podem ser dimensionadas para dar espaço para as ditas cerdas ou hastes.

[014] As soluções do estado da arte relativas ao ruído das extremidades (bordos) laterais dos flapes envolvendo a aplicação de *fences* (placas) nos flapes, bordos (extremidades) laterais porosos nos flapes, hastes nos contornos do bordo lateral do flape, cerdas e soprimento ativo podem ser vistas nas patentes US 6,491,260, US 5,738,298, US 5,050,822 e US 5,613,649.

[015] Os *fences* de flape são placas laterais perpendiculares montadas no bordo lateral do flape (ver patente US 5,738,298). A placa pode protrair no fluxo somente no lado inferior do flape, somente no lado superior ou em

ambas as direções. Com os *fences*, o processo de fusão entre os subsistemas de vórtice inferior e superior é evitado, bem como também a interação do vórtice fundido com a superfície de sucção do flape. Como consequência, o ruído irradiado é reduzido. Porém, para aeronaves que já estão em operação, a instalação de *fences* nos flapes às vezes não pode ser executada de modo que fiquem posicionados alinhados com a direção do fluxo. Em consequência, há a penalidade do arrasto durante as condições de cruzeiro.

[016] A aplicação de bordos laterais porosos ou cerdas (elementos alongados) nas superfícies laterais dos flapes têm apresentado um bom desempenho em termos de redução de ruído (ver patente US 6,491,260). Além do fato do material poroso funcionar como um absorvedor acústico, o fluxo de vazamento estável muda completamente o campo de fluxo local médio e o sistema de vórtice duplo associado. O último mecanismo também é válido quando cerdas são usadas nos bordos laterais do flape. As desvantagens estão relacionadas com a necessidade de uma folga entre a asa principal e a superfície de controle (flape) para dar espaço ao material poroso ou cerdas quando o flape está retraído (configuração de cruzeiro).

[017] A aplicação de hastes e denteamentos nos bordos afilados laterais dos flapes sofre das mesmas desvantagens já previamente mostradas para as cerdas e bordos laterais porosos. Quando a superfície de controle do flape está retraída, não há espaço bastante para alojar as hastes.

[018] O sopramento ativo está relacionado à introdução de um fluxo forçado no campo de fluxo médio local do bordo lateral do flape. Isto torna a camada de

cisalhamento concentrada em vários vórtices de tamanho reduzido e suprime a interação das turbulências com as superfícies do flape, reduzindo a eficiência do dipolo acústico. Porém, tal solução não é econômica em termos de custo e é de difícil implementação.

Descrição Geral da Invenção

[019] De acordo com o que foi mencionado acima, está claro que o desenvolvimento de uma solução para o ruído aerodinâmico gerado pelos flapes no bordo de fuga que concilie as exigências de baixo custo, fácil instalação nas aeronaves já operacionais, baixo peso e pequena ou nenhuma influência no arrasto/sustentação tem sido um desafio que confronta os engenheiros durante as últimas décadas.

[020] Os mecanismos do ruído das extremidades laterais dos flapes já foram discutidos em um grande número de publicações. Tais estudos envolvem frequentemente cálculos da dinâmica computacional dos fluidos computacional (CFD - Computational Fluid Dynamics), testes de túnel de vento e de voo.

[021] A explicação mais razoável encontrada na literatura relativa aos mecanismos do ruído das extremidades

laterais dos flapes refere-se a um sistema de vórtice específico que emana das extremidades laterais dos flapes (veja-se Dobrietz e Borchers). A geração do vórtice da extremidade é causada pela diferença de pressão estática entre superfícies superiores e inferiores do flape. O sistema de vórtice em discussão é caracterizado particularmente pelo fato de que na região à jusante do flape dois vórtices

separados são gerados, um no bordo inferior do contorno lateral do flape, e um no bordo superior. À medida que o comprimento de corda aumenta, o subsistema de vórtice inferior (que emana do bordo inferior do flape) segue as linhas de fluxo médias e se move para cima. Quando ele passa pelo bordo superior do contorno lateral do flape, ele interage e se funde com o subsistema de vórtice superior (que emana do bordo superior do flape). Este processo de fusão conduz a um único vórtice de bordo lateral, que é continuamente alimentado com a vorticidade vinda da camada de cisalhamento emanando do bordo inferior do contorno lateral do flape. Como consequência, é produzido um forte fluxo, como se fosse um jato, no núcleo do vórtice, com altas velocidades de fluxo. Quanto mais o comprimento de corda aumenta, mais o sistema de vórtice fundido deixa a superfície do flape e se move para cima.

[022] Antes de propor uma possível solução para os fenômenos de ruído das extremidades laterais dos flapes, é essencial entender os mecanismos de geração de ruído que estão envolvidos.

[023] Novamente, em concordância com Dobrietz e Borchers, os seguintes mecanismos de geração de ruído podem ser derivados dos campos de fluxo médios locais previamente descritos:

i. Ruído do bordo de fuga e da separação de fluxo nos bordos afilados. Basicamente, dois mecanismos de ruído estão presentes neste grupo. O primeiro é causado pela Camada de Limite Turbulenta (TBL - Turbulent Boundary Layer) formada no lado de pressão do flape. A TBL desenvolvida se move pelo bordo lateral inferior do flape, e as flutuações de pressão

do fluxo são parcialmente convertidas em ruído irradiado acusticamente. O segundo mecanismo é a TBL desenvolvida na superfície lateral do flape, que se separa no bordo lateral superior do flape e irradia ruído da mesma maneira acima mencionada.

ii. As flutuações de pressão de vórtice no bordo lateral do flape interagem com a superfície do bordo lateral do flape e com o bordo lateral afilado superior. Considerando que este sistema de vórtice é alimentado pelas instabilidades da camada de cisalhamento que emana do bordo lateral inferior, ele apresenta um campo de vorticidade giratório e oscilante.

iii. Fusão dos dois subsistemas de vórtice. As flutuações de pressão do vórtice fundido interagem com o lado de sucção do flape e com o bordo lateral afilado superior.

[024] Do ponto de vista da acústica, os mecanismos previamente discutidos representam fontes de som como monopolos, dipolos e quadripolos. Como consequência, a contribuição acústica total é, por natureza, de banda larga. Porém, podem surgir contribuições tonais quando as oscilações e instabilidades de rotação dentro do campo de vorticidade exibem um caráter periódico.

[025] Devido a isso, para ser eficaz como uma medida de controle de ruído, qualquer solução a ser aplicada nos flapes de bordo de fuga deve agir para enfraquecer os subsistemas de vórtice gerados no contorno do bordo lateral inferior e/ou superior do flape, visando evitar qualquer fusão entre eles. Além do mais, como o processo de fusão é evitado, as fontes acústicas monopolo, dipolo e quadripolo

representadas pelo fluxo do tipo jato no núcleo de vórtice, pelas flutuações de pressão do vórtice agindo com a superfície superior do flape e pelas instabilidades de rotação e oscilação dentro do campo de vorticidade são, respectivamente, substancialmente reduzidas, bem como o ruído irradiado resultante também é diminuído.

[026] É importante mostrar aqui que o arranjo inventivo não diminuirá significativamente as próprias características aerodinâmicas dos flapes dos bordos de fuga. Adicionalmente, a invenção visa evitar ou superar as desvantagens das soluções atualmente existentes.

[027] É proposto aqui um novo projeto para reduzir o ruído aerodinâmico gerado pela asa e superfícies de controle da aeronave. Esta meta é alcançada por meio de um selo aerodinâmico a ser instalado entre as partes fixas da aeronave e suas superfícies de controle, com uma largura maior do que o espaço entre as superfícies e com perfurações feitas em sua extensão. Estas perfurações gerarão pequenos vórtices que enfraquecerão o vórtice principal gerado nestas extremidades (bordos), sem qualquer desvantagem aerodinâmica quando a aeronave está na configuração de cruzeiro. Além disso, este projeto pode ser instalado facilmente nas aeronaves já existentes, uma vez que requer apenas a troca das vedações aerodinâmicas comuns que já estão instaladas na aeronave.

[028] Portanto, para reduzir o ruído gerado pelos bordos das extremidades laterais do flape durante a fase de aproximação e pouso do voo de aviões comerciais, e também para cumprir as características de baixo custo, peso, e fácil instalação, o selo em lâmina lado de pressão do flape de

perfurado e estendido aplicado no alta sustentação da invenção surge como uma nova solução para o problema.

[029] Com o selo estendido em largura, evita-se que o subsistema de vórtice inferior gerado no bordo afilado inferior do flape se mova para cima. Como consequência, o processo de fusão com o subsistema de vórtice superior é reduzido substancialmente. Uma vez que o processo de fusão é evitado ou tornado mais difícil, a quantidade de ruído irradiado em campo livre também é substancialmente reduzida. As perfurações ao longo do comprimento do selo têm o propósito de funcionar como um gerador de vórtice, criando um grande número de vórtices individuais relativamente pequenos, evitando a alimentação do vórtice fundido principal com a energia que normalmente vem dos vórtices gerados no bordo afilado inferior do flape. A redução da força do vórtice fundido principal não reduz o efeito aerodinâmico da superfície de controle (sustentação gerada pelos flapes). Adicionalmente, as perfurações reduzem a rigidez do selo em certas posições induzindo a um movimento de oscilação quando ele é exposto ao fluxo, contribuindo também para o desempenho do gerador de vórtice.

[030] Embora as perfurações ao longo do comprimento do selo contribuam para gerar pequenos vórtices, mesmo estes vórtices e sua interação com o flape e com as superfícies da asa principal funcionam como fontes acústicas (quadripolos e dipolos). Porém, tais fontes são menos efetivas em termos de geração de ruído do que o grande vórtice fundido sem perturbações.

[031] Em uma forma de montagem preferencial da invenção, os selos em lâmina estendidos e perfurados são

dispostos nos bordos inferiores e/ou superiores da superfície de controle, particularmente de um flape. Porém, estes selos podem ser usados em qualquer parte da aeronave onde for desejado reduzir o ruído gerado pelos vórtices nas extremidades. As características geométricas do selo e de suas perfurações, tais como tamanho, formato e número podem ser otimizadas para um melhor desempenho. O selo pode ser aplicado ao longo da corda da superfície inteira ou somente em algumas partes.

[032] Uma vantagem importante desta invenção é que ela é relativamente barata e de construção simples, exigindo relativamente pouco esforço na instalação em aeronaves que já estão em operação (instalação retroativa). Além disso, a solução é bastante leve em peso e não causa efeitos prejudiciais significativos no desempenho das superfícies de controle.

Breve Descrição dos Desenhos

[033] Uma vez entendidas todas as características da invenção previamente discutida, será provida uma série de ilustrações para descrever as características da invenção e a maneira de atingi-las. As figuras referenciadas são descritas a seguir:

[034] A fig. 1 é uma vista esquemática da superfície superior da asa de uma aeronave, mostrando o sistema de alta sustentação, compreendido por uma pluralidade de flapes e slats.

[035] A fig. 2 é uma vista isométrica de um flape de alta sustentação ilustrando um esquema simplificado para o campo de fluxo local do bordo lateral do flape, mostrando os

fenômenos que são mais amplamente aceitos como possíveis explicações para a geração de ruído do bordo lateral do flape.

[036] A fig. 3 é uma vista isométrica de um flape de alta sustentação com o selo em lâmina estendido e perfurado aplicada no bordo afilado inferior do flape. O campo de fluxo local do bordo lateral esperado, devido à aplicação da invenção proposta, também é mostrado nesta figura.

[037] A fig. 4 é uma vista isométrica de um flape de alta sustentação mostrando a aplicação do selo em lâmina estendido e perfurado em ambos os bordos afilados inferior e superior do flape.

[038] A fig. 5 é urna vista isométrica de um flape de alta sustentação mostrando a aplicação do selo em lâmina estendido e perfurado no bordo afilado superior do flape.

Descrição Detalhada de uma Forma de Incorporação Exemplificativa Preferida e da Melhor Forma de Execução da Invenção

[039] A fig. 1 mostra uma aeronave que inclui um elemento principal 5 (asa) e um sistema de alta sustentação composto pelos elementos 1 e 3. No exemplo aqui representado, o sistema de alta sustentação compreende uma pluralidade de componentes móveis, tal corno um conjunto de bordo de fuga formado por urna pluralidade de flapes adjacentes 3 e um conjunto de bordo de ataque 1 formado por uma pluralidade de slats. Também são vistos na figura espóileres 4 e um aileron 2.

[040] A redução do ruído aerodinâmico gerado se torna significativa e percebida somente durante a fase de aproximação e pouso do voo de uma aeronave. Durante os procedimentos de decolagem, os motores são ajustados para a potência total e o ruído gerado pelos dispositivos de alta sustentação é completamente mascarado. Além disso, na maioria dos procedimentos de decolagem ambos os slats e flapes estão parcialmente estendidos e são retraídos logo após se obter a sustentação, para melhorar a relação entre a sustentação e o arrasto da configuração de subida. Por outro lado, durante o pouso, ambos os slats 1 e flapes 3 estão completamente estendidos. Além disso, a potência dos motores é mantida em um mínimo e a aeronave está relativamente próxima do chão, onde o ruído é percebido. Como consequência, o ruído que emana dos dispositivos do sistema de alta sustentação se torna um problema muito importante a ser controlado.

[041] Na fig. 2 pode ser notado que as camadas limite turbulenta 15 e 19 geradas respectivamente em ambas as superfícies de pressão 10 e de sucção 9 do flape de alta sustentação 3 se movem pelo bordo lateral inferior 11 e superior 8. Além do mais, a camada limite turbulenta no lado do flape 12 se move e se separa no bordo lateral superior do flape 8. As flutuações de pressão do vórtice do bordo lateral 16 interagem com a superfície lateral do flape 3 e com o bordo lateral afilado superior 8, criando um dipolo acústico. Como os vórtices gerados no bordo lateral inferior do flape e na lateral do flape se movem para cima, a fusão entre eles e os vórtices superiores 13 pode ser verificada (17). Este processo de fusão cria fontes acústicas em monopolo, dipolo e quadripolo. O fluxo superior passando pelo vórtice fundido 14

cria um ruído do tipo jato próximo do bordo de fuga do flape 7, que representa o monopolo acústico. A interação entre o subsistema do vórtice superior 13 e o vórtice fundido 14 com a superfície superior do flape representa o dipolo acústico. As flutuações de pressão associadas com os subsistemas de vórtice superior 13, 19, lateral 12, e inferior 15, bem como também o vórtice fundido 14, 17, representam o quadripolo acústico.

[042] Baseado no texto precedente, apresentado como informações de fundamentação; o foco agora será dirigido a uma descrição mais detalhada da invenção aqui proposta. A descrição da primeira e preferida forma de incorporação montagem da presente invenção é feita com referência à fig. 3. Pode ser notado que o selo em lâmina estendido e perfurado é instalada na superfície de pressão 10 do flape de alta sustentação 3. Este selo se estende além do contorno do bordo afilado do flape. Com o selo 21 proposto estendido e tendo uma pluralidade de perfurações 20, instalado, é prevenido que a camada limite turbulenta gerada na superfície de pressão do flape 22 se mova pelo bordo lateral afilado inferior 15. Como consequência, o vórtice do bordo lateral do flape 23 não é alimentado pelas instabilidades da camada de cisalhamento emanando da superfície de pressão do bordo 16 do flape 3, o que representa uma redução dos dipolos e quadripolos acústicos originalmente gerados. O vórtice de larga escala 23 do bordo lateral do flape 3 é substituído por um grande número de vórtices de pequena magnitude. Além disso, como a interação entre os sistemas de vórtice dos bordos lateral 16 e inferior 15 é reduzida, previne-se que eles se movam para cima e se fundam com o vórtice superior 17 (visto na fig. 2),

consequentemente, evitando a geração de monopolos, dipolos e quadripolos acústicos. Porém, para a forma de incorporação descrita, a interação entre a camada limite turbulenta 26 do bordo lateral 16 do flape com a camada limite turbulenta superior 24 permanece inalterada, conduzindo a uma forte interação entre o vórtice superior 25 com o lado de sucção 9 do flape 3.

[043] Uma forma de incorporação alternativa para a invenção sendo apresentada é mostrada na fig. 5. Pode ser notado que o selo é aplicado tanto no lado de pressão 27 como no de sucção 28 deste flape de alta sustentação 3. Com esta forma de incorporação, além do comportamento acima mencionado discutido para a primeira forma de incorporação, a interação entre a camada limite turbulenta do bordo lateral do flape com a camada limite turbulenta da superfície superior 24 (fig. 3) do flape também é reduzida. Como resultado, a interação entre o vórtice superior 25 com superfície de sucção de flape 9 é substancialmente reduzida.

[044] A última forma de incorporação é mostrada na fig. 5. Aqui o selo em lâmina estendido e perfurado está aplicado somente na superfície superior do flape 3, estendendo-se além do bordo afilado superior.

[045] O selo em lâmina 21 estendido e perfurado pode ser aplicada a pelo menos um bordo afilado de qualquer um dos demais elementos da asa 5, tais como *slat* 1, espóiler 4, leme (localizado na fuselagem, não mostrado nas figuras) e aileron 2. Para todas as formas de incorporação acima descritas, o tamanho, posição e número das perfurações 20 podem ser otimizados para alcançar o melhor desempenho em termos de redução de ruído.

[046] Tendo sido descrito um exemplo de concretização preferido, deve ser entendido que o escopo da presente invenção abrange outras possíveis variações, sendo limitado tão somente pelo teor das reivindicações apenas, aí incluídos os possíveis equivalentes.

REIVINDICAÇÕES

1. **"SELO AERODINÂMICO PARA REDUÇÃO DE RUÍDO GERADO POR SUPERFÍCIES DE CONTROLE DE AERONAVES"**, em uma aeronave tendo uma fuselagem e uma asa compreendendo um sistema de alta sustentação formado por pelo menos um flape (3), tendo uma extremidade externa e uma extremidade interna;

o dito flape (3) estendendo-se na direção da envergadura da dita asa e tendo a dita extremidade externa distante, porém paralela à dita fuselagem e dita extremidade interna paralela junto à dita fuselagem, onde o dito flape compreende uma superfície de pressão (10) e uma superfície de sucção (9);

a dita superfície de pressão (10) é uma superfície inferior e a dita superfície de sucção é uma superfície superior do dito flape (3), com a dita extremidade externa ou a dita extremidade interna compreendendo uma superfície lateral em perfil entre ~~o~~ um bordo lateral afilado superior (8) e um bordo lateral afilado inferior (11) do dito flape;

o selo aerodinâmico sendo **caracterizado pelo** fato de compreender meios para reduzir o ruído gerado aerodinamicamente pela dita aeronave, onde os ditos meios compreendem um elemento em lâmina (21) estendido e perfurado disposto ao longo do bordo afilado inferior (11) e/ou superior (8) do dito flape (3);

o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado está disposto na dita superfície de pressão (10) e/ou superfície de sucção (9), estendendo-se além do dito bordo afilado inferior (11) e/ou do bordo lateral superior (8), e se estende ao longo de pelo menos uma porção de um comprimento de corda do dito flape (3); e

o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado compreende tanto propriedades elásticas como rígidas, planas ou não, com pelo menos uma perfuração (20) em sua superfície.

2. **"SELO AERODINÂMICO"**, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado é configurado, disposto e adaptado para romper uma formação de um único grande vórtice de ar fluindo pelo dito

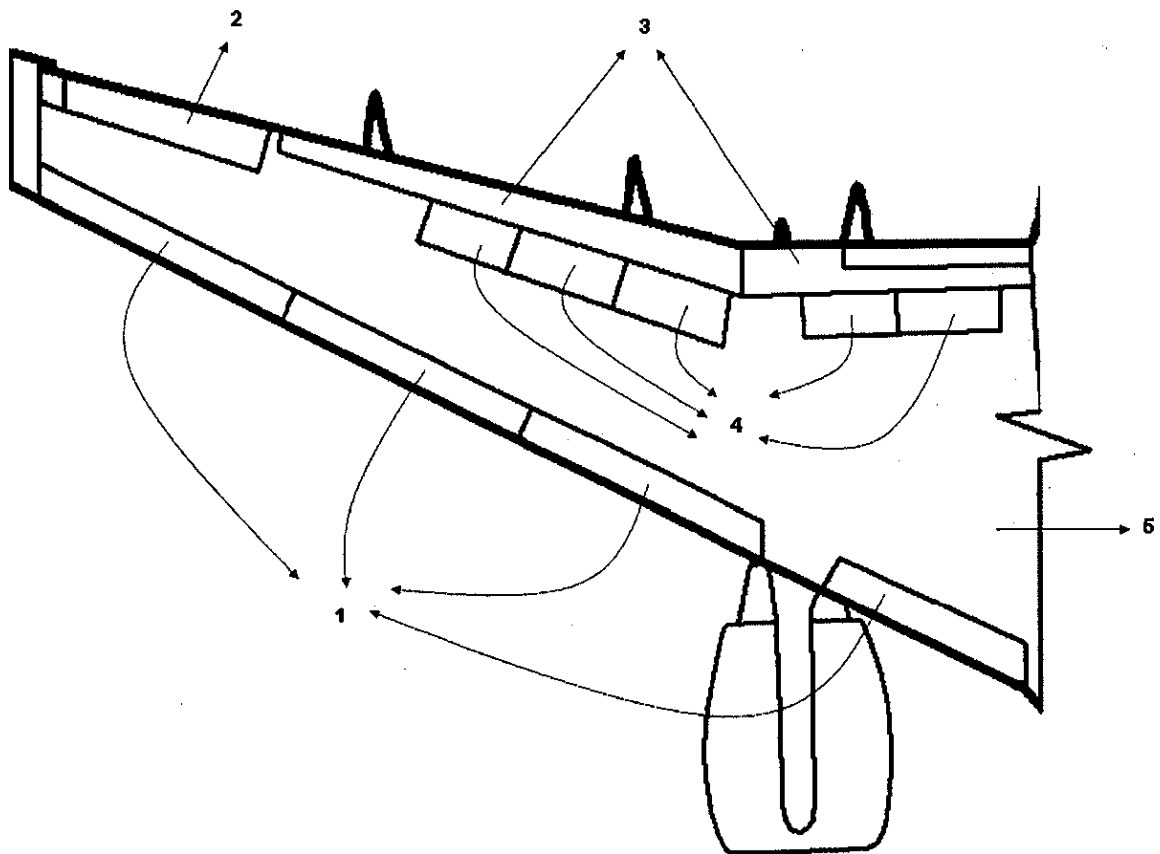
o afilado superior (8) e/ou inferior (11) do dito flape (3).

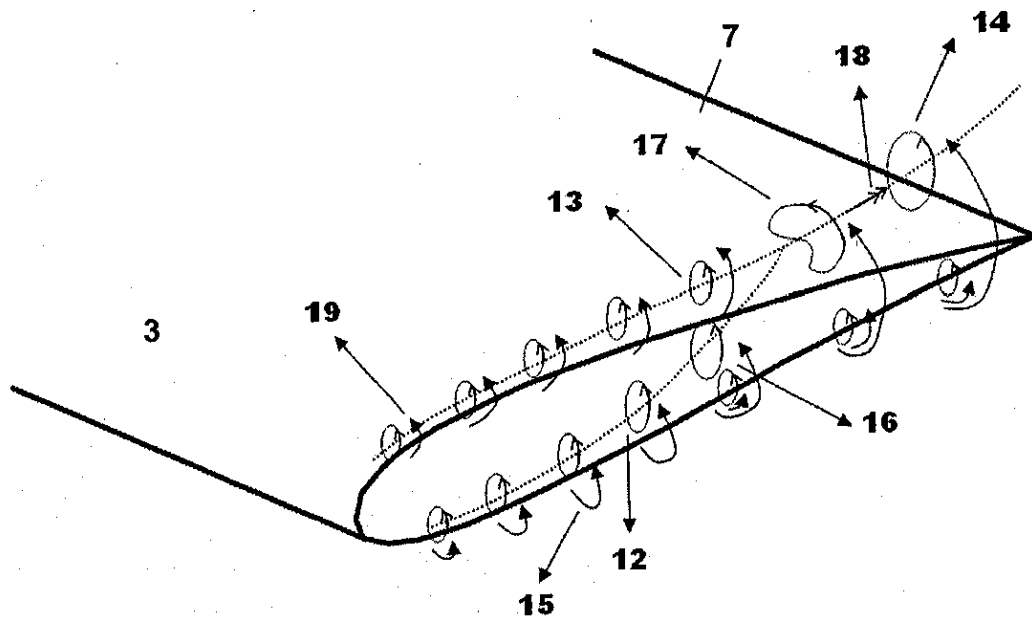
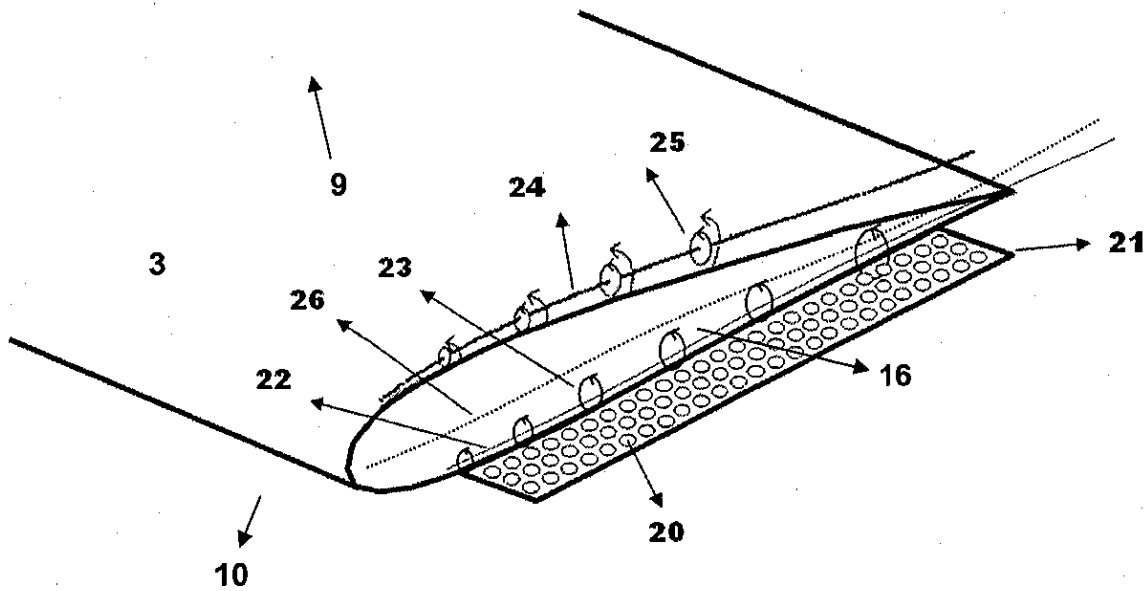
3. "**SELO AERODINÂMICO**", de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado é tem uma largura que se estende além do bordo afilado (8, 11) do dito flape (3) em uma faixa de 10 a 300 mm.

4. "**SELO AERODINÂMICO**", de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado é configurado com perfurações (20) feitas com qualquer padrão geométrico, incluindo formatos e dimensões diferentes.

5. "**SELO AERODINÂMICO**", de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado está disposta em pelo menos uma porção do bordo afilado (8, 11) totalizando pelo menos um terço do comprimento de corda do dito flape (3).

6. "**SELO AERODINÂMICO**", de acordo com a reivindicação 2, caracterizado pelo fato de que o dito elemento em lâmina (21) estendido e perfurado é configurado, disposto e adaptado para romper uma formação de um único grande vórtice de ar fluindo por qualquer descontinuidade ou extremidade ~~(bordo)~~ que exista na asa ou fuselagem na aeronave.

*Fig. 1*

*Fig. 2**Fig. 3*

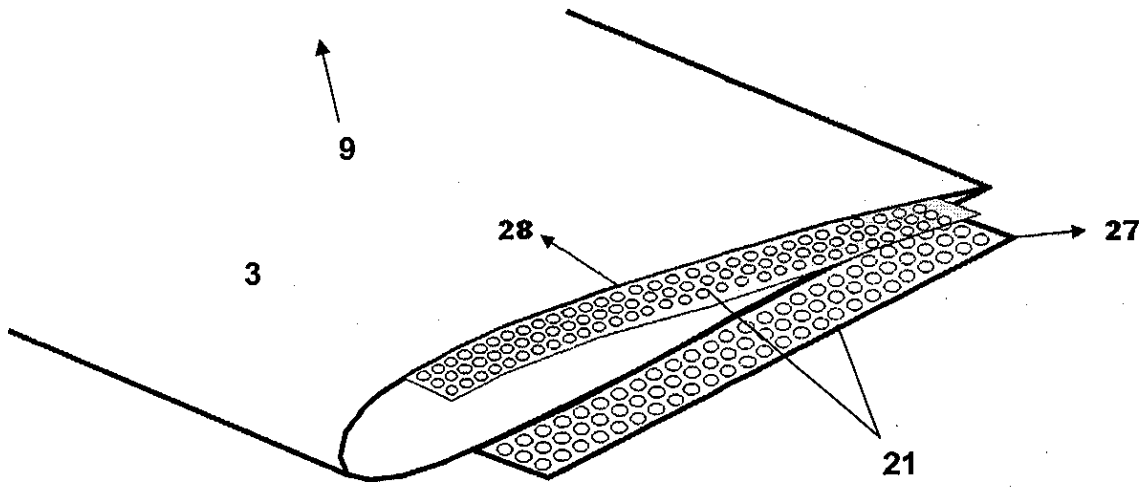


Fig. 4

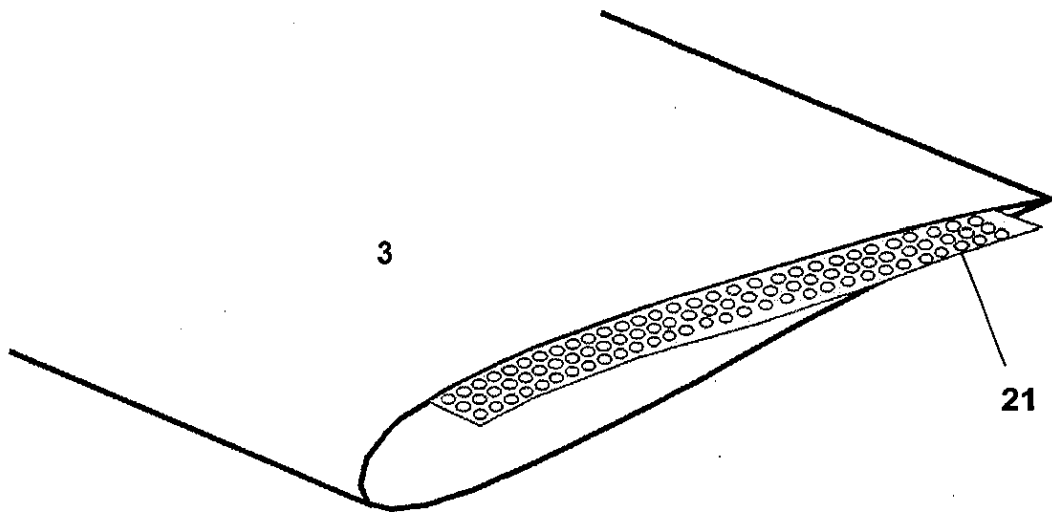


Fig. 5