



**Assinado
Digitalmente**

REPÚBLICA FEDERATIVA DO BRASIL
MINISTÉRIO DA ECONOMIA
INSTITUTO NACIONAL DA PROPRIEDADE INDUSTRIAL

CARTA PATENTE Nº PI 0603262-1

O INSTITUTO NACIONAL DA PROPRIEDADE INDUSTRIAL concede a presente PATENTE DE INVENÇÃO, que outorga ao seu titular a propriedade da invenção caracterizada neste título, em todo o território nacional, garantindo os direitos dela decorrentes, previstos na legislação em vigor.

(21) Número do Depósito: PI 0603262-1

(22) Data do Depósito: 08/08/2006

(43) Data da Publicação Nacional: 15/05/2007

(51) Classificação Internacional: B64C 9/00; B64C 21/00.

(54) Título: ASA DE AERONAVE INCLUINDO UM SLAT NO BORDO DE ATAQUE DA ASA E UM FENCE RÍGIDO PRESO A UMA PORÇÃO ESTRUTURALMENTE RÍGIDA NÃO MÓVEL DA ASA

(73) Titular: YABORÃ INDÚSTRIA AERONÁUTICA S.A., Pessoa Jurídica. CGC/CPF: 30657250000160. Endereço: Avenida Brigadeiro Faria Lima, 2170, Prédio F56, 2º andar - Parte, Putim, São José dos Campos, SP, BRASIL(BR), 12227-901, Brasileira

(72) Inventor: MARCELLO DO AREAL SOUTO FERRARI.

Prazo de Validade: 10 (dez) anos contados a partir de 23/02/2021, observadas as condições legais

Expedida em: 23/02/2021

Assinado digitalmente por:

Liane Elizabeth Caldeira Lage

Diretora de Patentes, Programas de Computador e Topografias de Circuitos Integrados



“ASA DE AERONAVE INCLUINDO UM SLAT NO BORDO DE ATAQUE DA ASA E UM FENCE RÍGIDO PRESO A UMA PORÇÃO ESTRUTURALMENTE RÍGIDA NÃO MÓVEL DA ASA”

[001] A presente invenção trata de uma asa de aeronave incluindo um slat no bordo de ataque da asa e um *fence* rígido preso a uma porção estruturalmente rígida não móvel da asa para a melhoria do desempenho da aeronave a baixas velocidades.

Estado da técnica

[002] Em uma missão típica, uma aeronave pode operar em várias velocidades, conforme a fase dessa missão. Na fase de cruzeiro, opera-se em velocidades altas. Em situação, por exemplo, de decolagem, subida e *holding* (situação em que a aeronave aguarda para ter permissão para pouso), opera-se em velocidades intermediárias. A fase de pouso é aquela em que tipicamente a aeronave opera na velocidade mais baixa. É desejável que uma aeronave opere eficientemente também em baixas velocidades, pois isso permite que a aeronave pouse em condições mais seguras, além de ser mais fácil homologá-la para pousar num maior número de pistas (já que ela consegue pousar em velocidades baixas, poderá fazê-lo também nas pistas mais curtas).

[003] À medida que se diminui a velocidade de operação, porém, pode ser verificada uma degradação aerodinâmica na asa que prejudica a sua capacidade de produzir sustentação. Encontram-se na literatura dispositivos aerodinâmicos cuja função é retardar o aparecimento dessa degradação e permitir que a aeronave possa operar com segurança a baixas velocidades. Geradores de vórtice fixos ao bordo de ataque da asa, *fences* aerodinâmicos e *vortilons* são exemplos desses dispositivos.

[004] A patente US 6,152,404 de 28/11/2.000, intitulada “*Apparatus for influencing a wing root airflow in an aircraft*”, a qual trata de detalhes de dispositivos aerodinâmicos do tipo *fence*, descreve explicitamente, para o *fence* com a função em questão, que o dito dispositivo aerodinâmico (*fence*) deve ser

preso ao *slat* no bordo de ataque da asa da aeronave, acompanhando-o quando este deflete, e não pode jamais estar em outra posição. Neste mesmo documento US 6,152,404, cogita-se até em pequenas mudanças na geometria do *fence*, mas ele permanece sempre preso ao *slat*.

Breve Descrição dos Desenhos

[005] A invenção será sucintamente descrita com base nas figuras, onde:

[006] A figura 1 exhibe uma vista em perspectiva, em detalhe, de geradores de vórtices fixos ao longo do bordo de ataque da asa de uma aeronave, conforme o estado da técnica já conhecida;

[007] A figura 2 ilustra geradores de vórtices fixos à fuselagem de uma aeronave, na região do *cockpit*, também pertencente ao estado da técnica conhecida;

[008] A figura 3 mostra uma vista em perspectiva frontal, em detalhe, da carenagem do motor de uma aeronave, onde um tipo de *fence* aerodinâmico do estado da técnica está instalado, para manter a qualidade do escoamento na asa;

[009] A figura 4 mostra a planta superior de uma aeronave exemplificativa, com a indicação de uma região em detalhe H;

[010] A figura 5a exhibe uma vista superior, em detalhe, de um dispositivo aerodinâmico do tipo *fence* fixo ao *slat*, que se encontra fechado, correspondendo às soluções encontradas no estado da técnica. Esta figura corresponde a uma ampliação na região H esquematizado na figura 4;

[011] A figura 5b ilustra uma vista superior, em detalhe, do dispositivo aerodinâmico do tipo *fence* do estado da técnica, fixo ao *slat*, que agora está na posição defletida (estendida). Esta figura corresponde a uma ampliação na região H esquematizado na figura 4;

[012] A figura 6 representa uma vista em perspectiva, em detalhe, mostrando a posição do *fence* da presente invenção, próximo à fuselagem, com o *slat* em posição recolhida, no bordo de ataque da asa de uma aeronave;

[013] A figura 7 exibe um esquema em três vistas, em detalhe, do posicionamento do *fence* da presente invenção, com *slat* em posição recolhida, na aeronave exemplificativa;

[014] A figura 8a apresenta uma vista superior, em detalhe, do dispositivo aerodinâmico do tipo *fence* pertencente à invenção, o qual não é fixo ao *slat* e sim ao bordo de ataque da asa; nesta vista, o *slat* se encontra na posição fechada;

[015] A figura 8b ilustra uma vista superior, em detalhe, do dispositivo aerodinâmico do tipo *fence* da presente invenção, com uma linha traço-ponto indicando uma região de corte X-X; nota-se que o *slat* está, agora, na posição defletida (estendida);

[016] A figura 9 mostra uma vista lateral da asa, segundo a região de corte X-X indicada na figura 10;

[017] A figura 10 ilustra uma vista em perspectiva, em detalhe, de uma aeronave equipada com o dispositivo aerodinâmico *fence* da presente invenção no bordo de ataque da asa, onde está representado graficamente o vórtice formado no dito *fence*.

Descrição Detalhada das Figuras e da Invenção

[018] O novo dispositivo aerodinâmico da invenção será referido aqui como *fence* aerodinâmico, e sua função é permitir que a aeronave possa operar com mais segurança em condições de baixa velocidade, como pouso. Este *fence* gera um vórtice aerodinâmico que passa sobre a asa, conferindo características desejáveis ao escoamento nesta região. À medida que se aumenta o ângulo de ataque de operação de uma aeronave em vôo, a medição das distribuições de pressão mostra que os gradientes adversos de pressão no extradorso da asa aumentam na recuperação da pressão até o bordo de fuga. Isso torna o

escoamento nesta região mais propenso a sofrer descolamento aerodinâmico. Com o início do descolamento aerodinâmico, verifica-se o início da dificuldade de se produzir sustentação, o que é indesejável para a aeronave.

[019] Geradores de vórtice fixos (V) ao longo do bordo de ataque da asa (W), conforme mostra a figura 1, pertencem ao estado da técnica conhecida. Também são já conhecidos os geradores de vórtice (V) dispostos sobre a fuselagem de uma aeronave, tal como na região do *cockpit*, conforme está ilustrado na figura 2, os quais têm efeito de evitar descolamento aerodinâmico no *cockpit* da aeronave, não tendo como função primordial auxiliar na sustentação.

[020] A figura 3 está mostrando um tipo de *fence* aerodinâmico (B) do estado da técnica, o qual está posicionado junto à carenagem do motor (turbina) (M) de uma aeronave, para manter uma boa qualidade de escoamento de ar na asa (W).

[021] Na figura 4, observa-se, (circundado em linha tracejada) a posição do *fence* aerodinâmico da presente invenção, no bordo de ataque da asa (W), próximo à fuselagem (E), com o *slat* do bordo de ataque em posição recolhida.

[022] A figura 5a mostra uma vista superior de um dispositivo aerodinâmico (B) do tipo *fence*, correspondendo a uma solução anteriormente conhecida; o *fence* (B) é fixo ao *slat* (S) que, nesta figura, se encontra na posição fechada. Já na figura 5b observa-se o mesmo *fence* (B) fixo ao *slat* (S), porém este agora está na posição defletida (estendida); portanto, conforme o que já se conhece no estado da técnica, o *fence* (B) acompanha o movimento do *slat* (S). É esta a diferença básica entre o *fence* (B), já conhecido, e o novo *fence* adotado pela presente invenção.

[023] Do ângulo da figura 4, não há diferença visual entre a proposta da presente invenção e aquela com a mesma função, existente no estado da arte, elucidada na figura 5, se ambos os *slats* estiverem em posição recolhida.

[024] Para melhor clareza de visualização, a figura 4 mostra a planta superior de uma aeronave exemplificativa, com a indicação de regiões em detalhe (H), cada uma circundada por um quadrado em linha cheia, mostrando a região de localização do *fence* (F) da presente invenção (não mostrado), onde a instalação de um ou mais *fences* (F) é simétrica para ambas as asas (W) da aeronave. Note-se a proximidade com a fuselagem (E), e com os motores (M), conforme pode ser visto nas figuras 7a, 7b e 7c as quais exibem um esquema em três vistas do posicionamento do *fence* (F) na aeronave. A figura 7a mostra uma vista de perfil da asa (W), a figura 7b uma vista superior da asa da aeronave, e a figura 7c uma vista frontal da aeronave.

[025] A figura 8 apresenta uma vista superior do dispositivo aerodinâmico do tipo *fence* (F) pertencente à invenção, o qual não é fixo ao *slat* (S) e sim ao bordo de ataque da asa (W); na figura 8a, o *slat* (S) se encontra na posição fechada. A figura 8b ilustra o mesmo *fence* (F), porém com o *slat* (S) agora, na posição defletida (estendida). Observa-se também uma linha traço-ponto indicando uma região de corte X-X, região esta mostrada pela figura 9.

[026] Na figura 9, que corresponde a uma vista lateral da asa (W), a região de corte X-X permite visualizar o *slat* (S) defletido, evidenciando o fato do *fence* (F) ser fixo ao bordo de ataque da asa (W). Note-se também a forma laminar, com contorno arredondado, suave, do dito *fence*.

[027] O *fence* aerodinâmico (F) da presente invenção provoca um vórtice aerodinâmico que atua no extradorso (região superior da asa), o qual permite a existência de um gradiente adverso de pressão mais forte, sem que haja descolamento aerodinâmico, com efeito benéfico no extradorso da asa.

[028] Quando há escoamento aerodinâmico, nota-se a formação de uma camada limite ao longo de toda a superfície do avião. A proximidade da fuselagem com a asa provoca a confluência de duas camadas-limites, uma no extradorso da asa e outra na carenagem asa-fuselagem, o que torna a camada-limite do fluxo de ar resultante nesta região mais espessa e mais propensa a

sofrer descolamento aerodinâmico. O *fence* da presente invenção mostrou-se uma solução eficiente contra os problemas devidos à referida confluência na região próxima à interseção asa-fuselagem.

[029] A figura 10 ilustra uma vista em perspectiva de uma aeronave equipada com o dispositivo aerodinâmico *fence* (F) da invenção no bordo de ataque da asa (W), onde as linhas (A) representam graficamente o vórtice formado sobre a asa (W) no dito *fence*. O vórtice permite que porções de ar do escoamento não perturbado (região Y sobre a asa, mais próxima do bordo de ataque) sejam trazidas para próximo da superfície da asa (região Z sobre a asa, mais próxima do bordo de fuga). Isto altera favoravelmente o perfil da camada limite na região (Z), tornando-a mais resistente ao descolamento aerodinâmico. Dessa forma, a aeronave resiste a ângulos de ataque maiores sem sofrer “*stall*” (sem estolar), o que confere a ela, por exemplo, melhor característica de pouso. É importante frisar que a efetividade desse dispositivo aerodinâmico é verificada apenas quando o *slat* (S) está em posição defletida, conforme a figura 10 está mostrando. O *fence* (F) com este elemento (*slat*) recolhido não tem função para o caso da presente invenção.

[030] O *fence* (F) da presente invenção foi desenvolvido e sofreu diversos ensaios em túnel de vento, comprovando seu funcionamento e alta eficiência, aperfeiçoando significativamente o desempenho da aeronave em baixas velocidades; particularmente, houve melhora significativa do coeficiente de sustentação máximo em relação aos esquemas usando os *fences* (B) conhecidos do estado da técnica. Inclusive, foram feitos ensaios de túnel de vento da mesma aeronave sem *fences*, com o *fence* (B) na posição já conhecida (Figuras 5a e 5b), preso ao *slat* (S), e com o *fence* (F) na posição proposta nesta invenção (Figs. 8a e 8b). Usando o *fence* (F) da invenção, a melhora percentual do coeficiente de sustentação em relação às soluções já conhecidas (*fence* B) é equivalente à melhora desta em relação à configuração sem *fences*.

[031] Como visto, o *fence* (F) da presente invenção não é fixo numa parte móvel; fixá-lo numa parte móvel exigiria um sistema mecânico móvel de

apoio que fosse estruturalmente forte para suportar o aparato e as cargas aerodinâmicas que eventualmente existissem. Isto tornaria o sistema desnecessariamente mais pesado e complexo. A fixação no corpo da aeronave é bem mais simples e exige bem menos reforço estrutural.

[032] Sendo a parte fixa da fuselagem, onde está fixado o *fence* (F), estruturalmente mais rígida, é menor a probabilidade de haver um dano estrutural devido a fenômenos de interação fluido/estrutura, tal como *flutter* ou divergência.

[033] Se o *fence* (F) exigir sistema de aquecimento por problema de formação de gelo, será mais simples implementar este sistema se ele estiver fixo à aeronave, do que sangrar, por exemplo, fluido aquecido do *slat* (S) para a região do *fence*. Também, sendo o *fence* (F) solidário à parte fixa da asa (W), sua manutenção é mais simples.

[034] Questões envolvendo *retrofit* (determinação para incorporar modificações e aperfeiçoamentos em aviões já fabricados e despachados anteriormente) são fáceis de resolver, pois a instalação é eventualmente mais fácil devido ao *fence* (F) ser fixado a uma região mais rígida da asa (W).

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

REIVINDICAÇÕES

1. Asa de aeronave incluindo um *slat* (S) no bordo de ataque da asa e um *fence* (F) rígido preso a uma porção estruturalmente rígida não móvel da asa no bordo de ataque da asa (W) adjacente ao lado do *slat* (S), e estendendo a partir de uma superfície da asa em uma posição próxima ao *slat* (S) a asa de aeronave sendo caracterizada pelo fato de que o *fence* (F) tem uma forma arredondada, lisa e laminada e provoca um vórtice aerodinâmico que atua no extradorso da asa (W).

2. Asa de aeronave, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato do *fence* (F) ser posicionado na asa (W) próximo da fuselagem da aeronave.

3. Asa de aeronave, de acordo com qualquer uma das reivindicações anteriores, caracterizado pelo fato de que o *slat* (S) é móvel entre uma posição recolhida e uma posição estendida, em que na posição estendida o *slat* (S) estende de um espaço que recebe o *slat*, em que o *fence* (F) é montado em uma parede lateral do espaço que recebe o *slat*.

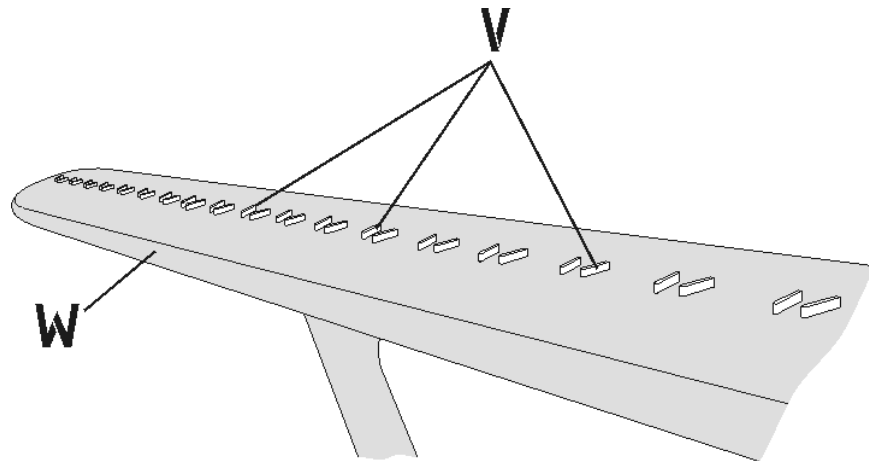


Fig.1

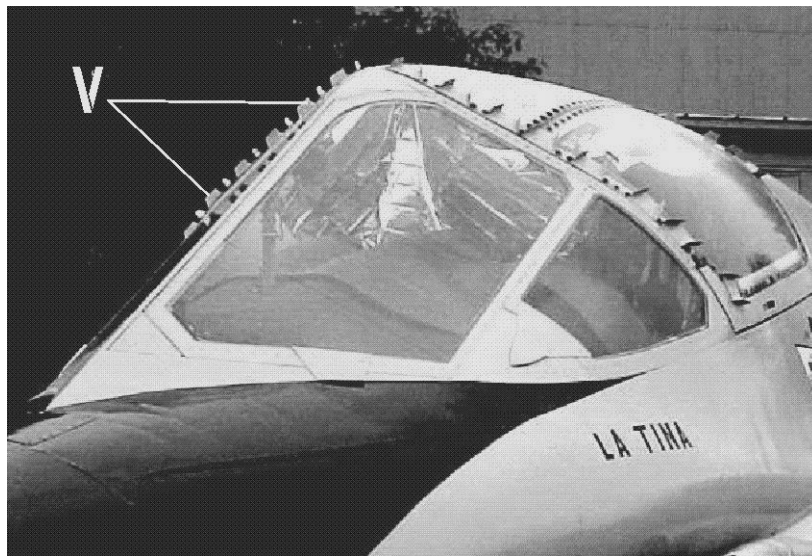


Fig. 2

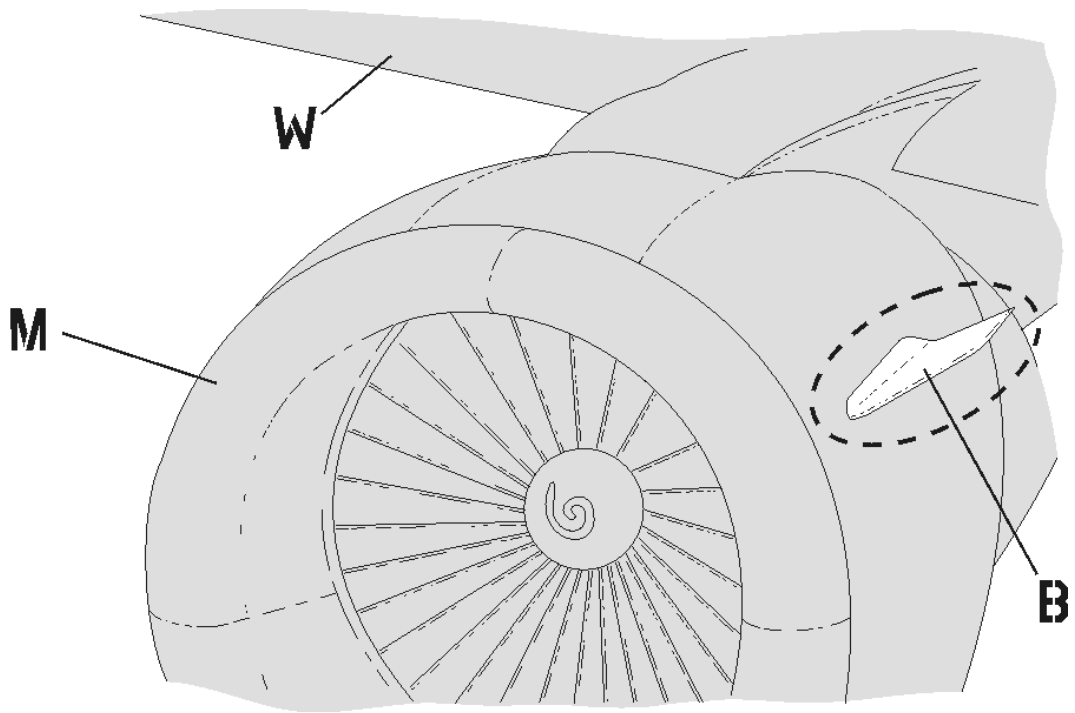


Fig. 3

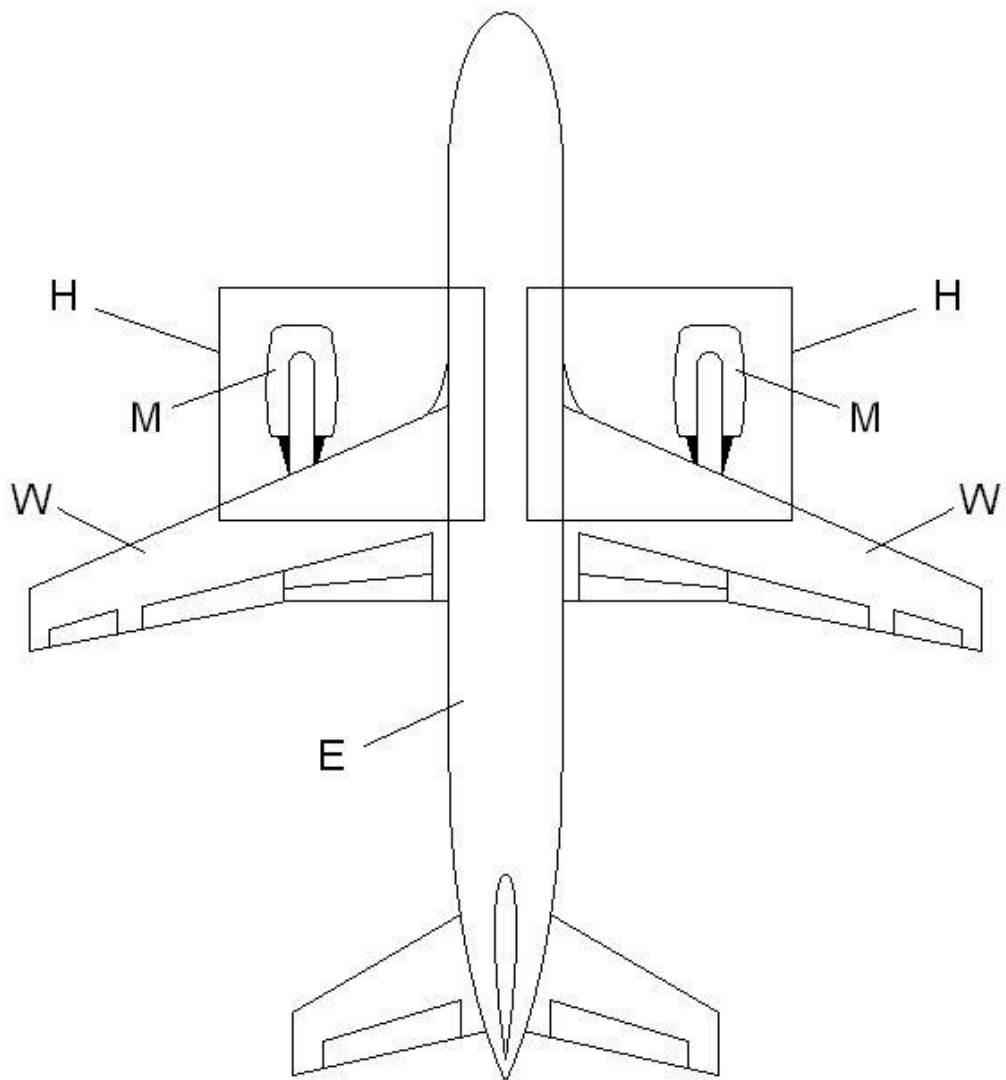


Fig. 4

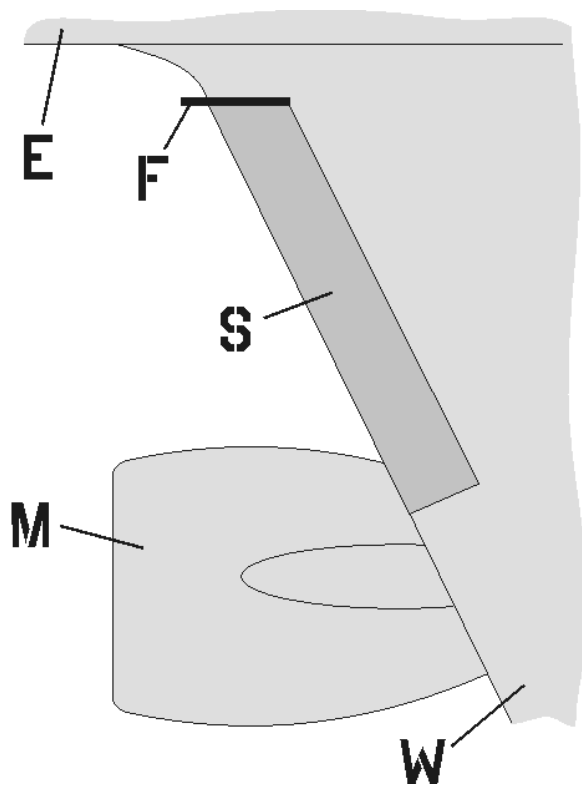


Fig. 5a

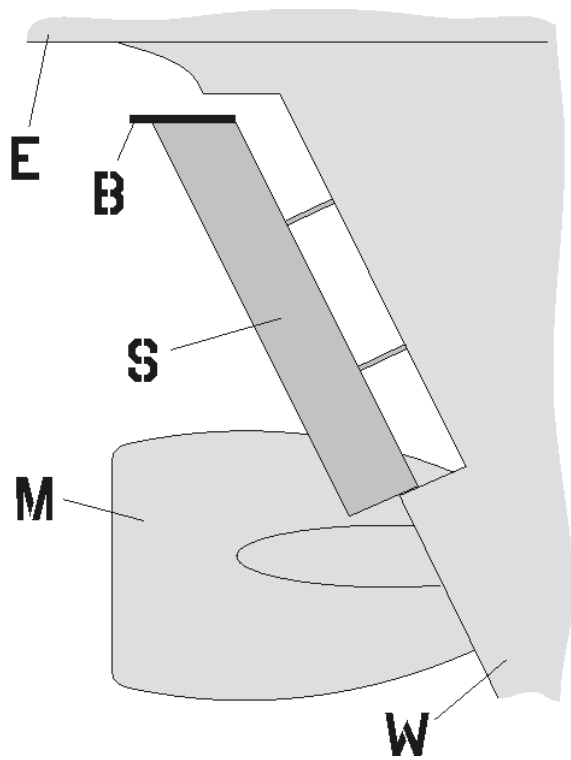


Fig. 5b

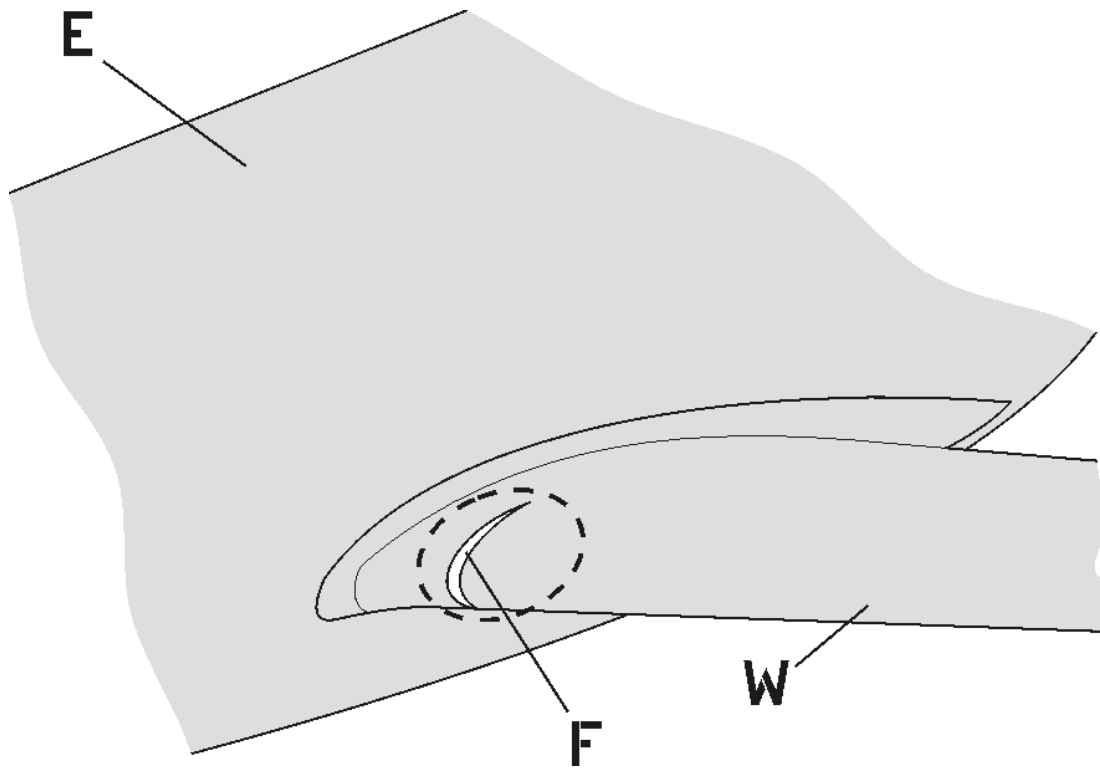


Fig. 6

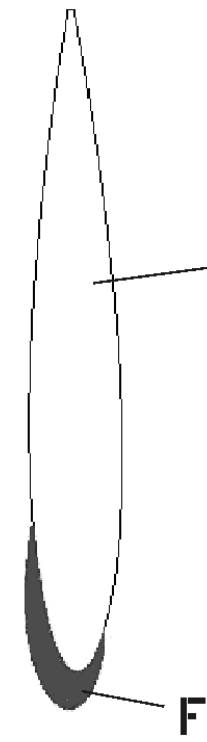


Fig. 7a

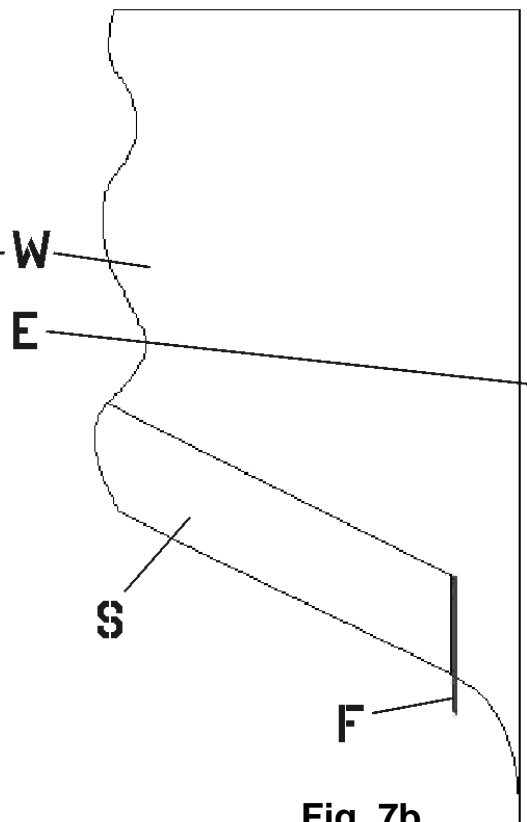


Fig. 7b

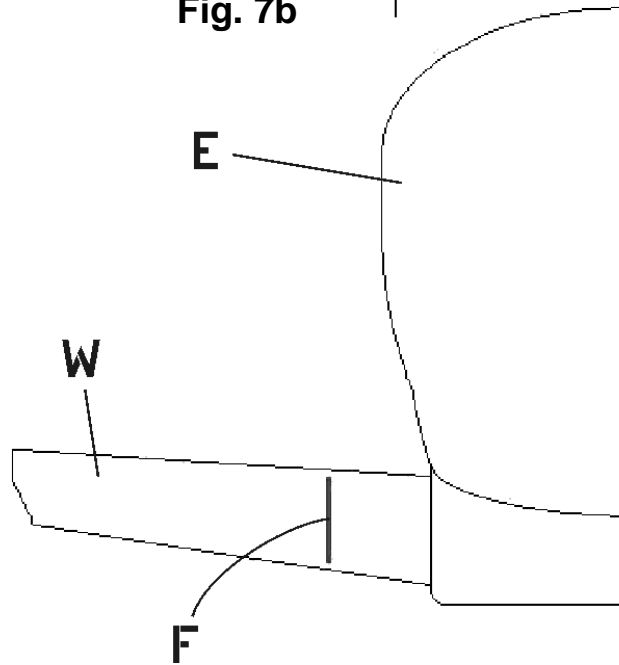


Fig. 7c

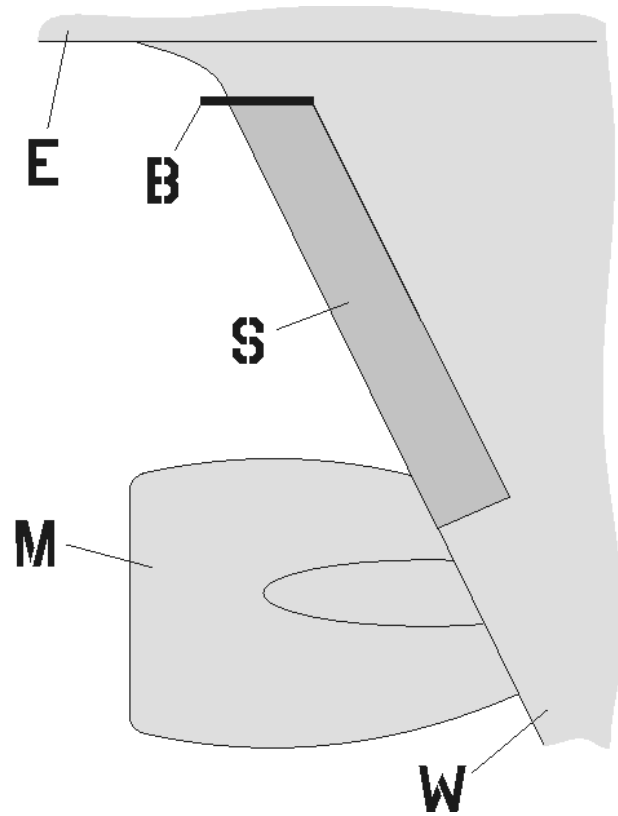


Fig. 8a

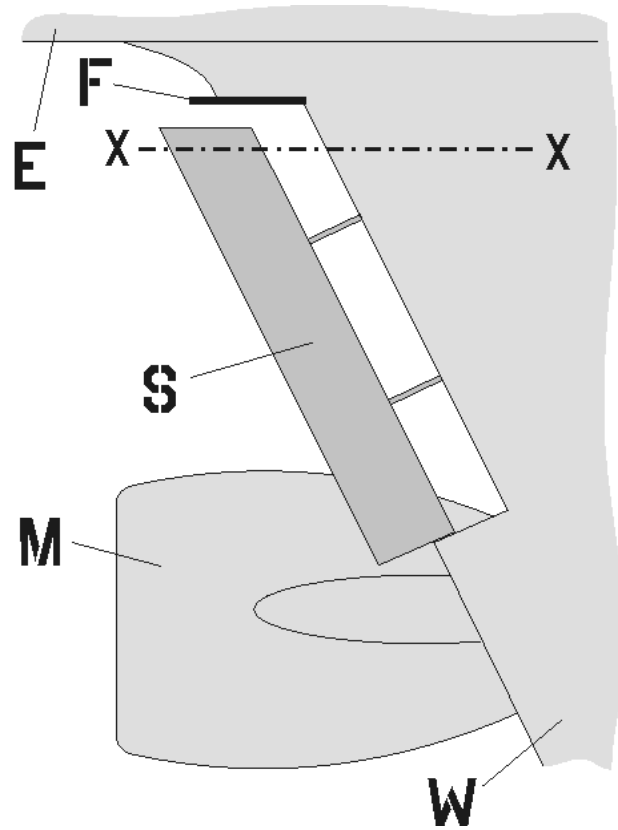


Fig. 8b

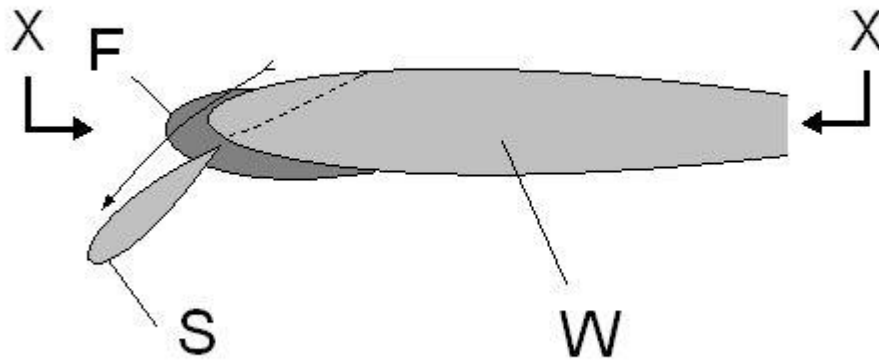


Fig. 9

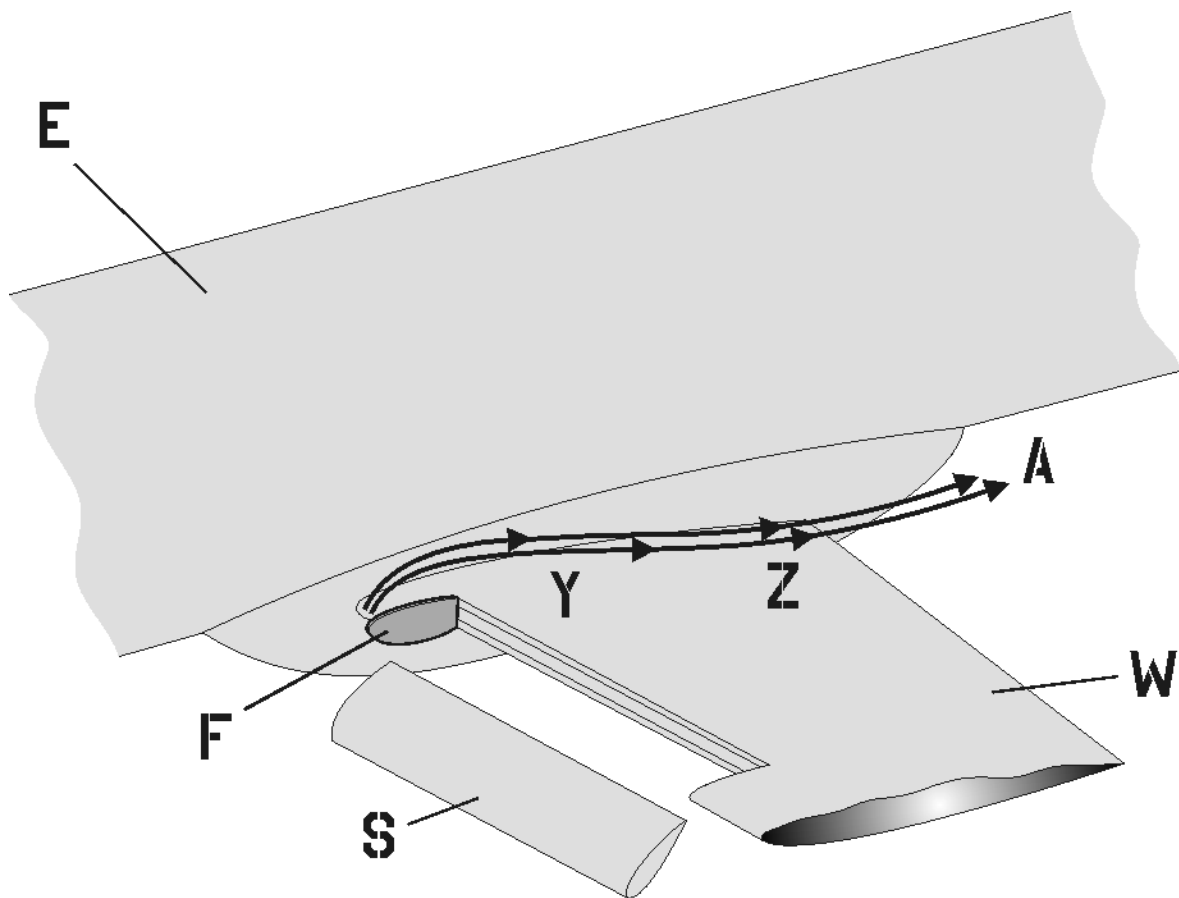


Fig. 10