



PI0712134-2

Relatório Descritivo da Patente de Invenção
para “**SISTEMA DE ESCAPE DE MOTOR COM BOCAL
DIRECIONAL**”.

Campo Técnico

5 O campo técnico da presente invenção é o de sistemas de escape do motor para aeronaves.

Descrição do Estado da Técnica

Nos sistemas de escape de aeronaves convencionais, um ejetor de escape tem um duto de escape de gás de escape primário ligado a um flange do motor para receber o
10 gás de escape proveniente do motor e passar o gás de escape através do duto de escape de gás primário. O ejetor de escape convencional também tem um duto de gás de escape do motor secundário ligado à fuselagem e inicialmente concêntrico com o
15 duto de escape primário. Entretanto, o deslocamento, vibração, ou outro movimento relativo do motor com respeito à fuselagem geralmente faz com que o duto de gás de escape primário se torne não-concêntrico com o duto de gás de escape secundário.

Por exemplo, a Figura 1 mostra um sistema de escape de motor da técnica anterior compreendendo um duto de
20 escape primário 13 e um duto de escape secundário 15. O duto de escape primário 13 está diretamente ligado ao motor 17 e move-se com o motor 17, ao passo que o duto de escape secundário 15 está ligado à fuselagem 19 e permanece em uma posição geralmente
25 fixa, em relação à fuselagem 19. Quando o motor 17 se move em relação à fuselagem 19, o duto primário 13 e o duto secundário 15

podem se tornar não axiais e não concêntricos. A Figura 1 ilustra este caso, uma vez que o eixo geométrico 21 do duto primário 13 não está coaxial com o eixo geométrico 23 do duto secundário 15.

Quando o duto primário 13 não está concêntrico
5 com o duto secundário 15, o fluxo de gás de escape no duto secundário 15 pode ser desviado direcionalmente, resultando em fraco desempenho do ejetor. O desalinhamento pode causar várias condições indesejáveis, inclusive turbulência no fluxo de gás de escape dentro do duto secundário 15 e/ou impacto direto de partes
10 do fluxo de gás de escape quente 25 sobre superfície interna 27 do duto secundário 15. Essas duas condições podem resultar no superaquecimento de partes do duto secundário 15. Adicionalmente, uma ejeção de gás de escape inferior à ideal pode incluir temperaturas mais elevadas do compartimento do
15 motor, temperaturas mais elevadas do gás de escape, e estes efeitos podem ter impacto negativo sobre os demais componentes da aeronave.

Breve Descrição dos Desenhos

A Figura 1 é uma vista lateral em corte
20 transversal de um sistema de escape de motor da técnica anterior.

A Figura 2 é uma vista lateral parcialmente em corte transversal da concretização preferida de um sistema de escape do motor de acordo com a presente invenção.

A Figura 3 é uma vista em corte transversal (no
25 plano de corte A-A da Figura 2) do sistema de escape de motor da Figura 2.

A Figura 4 é uma vista de extremidade esquemática de um bocal rotativo do sistema de escape do motor da Figura 2 apresentado em uma primeira posição e em linhas imaginárias em uma segunda posição.

5 A Figura 5 é uma vista esquemática em detalhes de uma junta do sistema de escape de motor da Figura 2.

A Figura 5 é uma vista de extremidade simplificada de um conjunto atuador do sistema de escape de motor da Figura 2.

10 A Figura 6 é uma vista esquemática simplificada de um sistema comutador de limitação do sistema de escape de motor da Figura 2.

Descrição da Concretização Preferida

15 Para resolver o problema dos dutos de escape da aeronave se tornarem indesejavelmente não-concêntricos devido ao movimento relativo entre o motor e a fuselagem de uma aeronave e o problema do fluxo de escape quente da aeronave afetar indevidamente os componentes da aeronave, um sistema de escape oferece (1) um meio para ligar os dois dutos um ao outro
20 de forma que mesmo com o movimento do motor relativo à fuselagem, os dois dutos permaneçam concêntricos, e (2) um meio para a rotação de um duto/bocal de escape para direcionar o fluxo de escape na direção ideal. Portanto, caso ocorra movimento do motor por qualquer razão, o duto secundário montado na
25 fuselagem é empurrado ou puxado para um alinhamento constante com o duto primário para manter o desempenho máximo do ejetor

ao mesmo tempo em que também proporciona controle seletivo do vetor do gás de escape. A rotação do vetor do gás permite o redirecionamento do gás de escape quente de modo a não afetar as partes compostas (como as pás do motor) ou outros componentes sensíveis ao calor durante a condição quase inerte quando a aeronave está no solo. Além disso, o vetor de escape pode ser redirecionado enquanto a aeronave está no solo ou em vôo de modo a alterar a assinatura infravermelha (térmica) da aeronave para evitar dispositivos termoguiados, como mísseis.

10 Com referência agora às Figuras 2 e 3, uma concretização de um sistema de escape de motor 101 é ilustrada. O sistema de escape 101 compreende um duto de escape tubular primário 103, um tubo de escape tubular secundário 105, e uma junta deslizante 107 para permitir movimento axial relativo entre os dutos 103, 105. O duto de escape primário 103 e o duto de escape secundário 105 também são mantidos em alinhamento por um tirante de ligação 109. O duto de escape secundário 105 está conectado a uma fuselagem 111 e é sustentado por escoras verticais 113 e uma escora lateral 115, que são preferencialmente escoras conectadas, em cada extremidade, com conectores de rolamento único. As escoras verticais 113 suportam cargas verticais, e a escora lateral 115 suporta cargas laterais. De preferência, as ligações das escoras estão localizadas no, ou muito próximas ao centro de gravidade para evitar quaisquer momentos indesejados.

15
20
25

O duto de escape primário 103 está diretamente ligado ao motor 117 de modo a permitir que o gás de escape circule do motor 117 através do duto de escape primário 103 e para o duto secundário 105. A extremidade frontal do duto de escape secundário 105 é deslizada concentricamente e unida de forma vedada a um flange do motor 119 por meio do uso de um anel de vedação em O 121 na junta deslizante 107, e o uso do anel de vedação em O 121 permite a dilatação térmica dos dutos 103, 105. O anel de vedação em O 121 é, de preferência, um anel de vedação em O de alta temperatura. A junta deslizante 107 também suporta o duto 105 tanto na direção vertical quanto na horizontal, mas não em uma direção axial. O controle axial do duto 105 é efetuado com o tirante de ligação 109, o qual conecta o flange 119 ao duto secundário 105. Os suportes do tirante de ligação 109 são, de preferência, conectores de rolamento único, configuração esta que permite movimento axial relativo entre o motor 117 e o duto secundário 105, mas não permite movimento vertical ou lateral. O único grau de liberdade associado ao tirante de ligação 109 permite que o movimento do motor empurre ou puxe o duto de escape secundário 105 de forma constante com o primeiro duto 103 e mantenha o sistema no alinhamento desejado.

O duto de escape secundário 105 tem uma parte curva 123 para alterar a direção do fluxo de escape de sua trajetória de fluxo original ao longo do eixo geométrico central 124 de uma parte fixa 125 do duto 105 para uma direção fora do eixo geométrico central da parte fixa 125. Na orientação nominal,

a parte curva flui diretamente na direção apresentada em relação à parte fixa 125. Entretanto, a parte curva 123 pode girar geralmente em torno do eixo geométrico 124 através de uma faixa de movimento de cerca de 90 graus para qualquer um dos lados (ou até extensão da faixa de movimento disponível na aplicação específica). A Figura 4 mostra uma vista da extremidade do duto secundário 105 com a parte curva 123 na posição nominal (linhas sólidas) e girada para um lado (linhas pontilhadas). Para permitir a rotação ao mesmo tempo em que se mantém a função dos meios para manter os dutos 103 e 105 concêntricos, uma faixa de suporte 127 é disposta entre a parte curva 123 e as escoras 113, 115.

Uma junta 129, que é mostrada na Figura 5, une a parte curva 123 e a parte fixa 125 uma à outra. A junta 129 é configurada de modo a reter a parte curva 123 axialmente por um retentor 131 ao mesmo tempo em que permite que a parte curva 123 gire em relação à parte fixa 125 ao longo do eixo geométrico central 124. Além disso, um revestimento de suporte autolubrificado 133, de preferência Rexlon, é disposto na interface da parte curva 123 e da parte fixa 125.

A Figura 6 é uma vista de extremidade de um sistema atuador 135, compreendendo um atuador do tipo motor elétrico 137 conectado à parte curva 123 pelo uso do cabo de aço 139 e da corrente 141. O atuador 137 é controlado seletivamente de modo a girar a parte curva 123 para uma posição que produz a direção ideal do fluxo de gás de escape, dessa forma controlando

ou eliminando o superaquecimento dos componentes da aeronave ou alterando a assinatura IV da aeronave. O atuador 137 pode ser controlado manualmente, mas é preferencialmente controlado pelo uso de um computador de controle de vôo baseado em microprocessador.

A Figura 7 mostra um batente ajustável 143 associado operacionalmente ao cabo de aço 139 e/ou à corrente 141 para interagir com o sistema comutador de limitação 145. É evidente que quaisquer outros meios para limitar, controlar, ou causar a rotação da parte curva pode ser usado em concretizações alternativas da presente invenção.

O sistema de escape oferece várias vantagens, dentre elas: (1) a capacidade de manter os dutos de escape primário e secundário na orientação desejada; (2) o controle seletivo do vetor do gás de escape; (3) baixo peso; (4) maior confiabilidade e durabilidade; e (5) fácil instalação.

A presente descrição inclui referência a concretizações ilustrativas, mas não deve ser interpretada em sentido restrito.

Várias modificações e combinações das concretizações ilustrativas, bem como outras concretizações, ficarão visíveis aos versados na técnica ao tomar como referência a descrição.

REIVINDICAÇÕES

1. – Sistema de escape para uma aeronave tendo uma fuselagem e um motor com uma saída de escape, o sistema de escape sendo caracterizado por compreender:

5 um duto de escape primário adaptado para comunicar o gás de escape proveniente da saída de escape do motor e configurado para movimento com o motor;

 um duto de escape secundário em comunicação fluida com o duto de escape primário e adaptado para ser montado de maneira móvel na fuselagem, o duto secundário tendo uma parte seletivamente rotativa em relação ao restante do duto secundário; e

 meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante entre o duto primário e o duto secundário.

2. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o alinhamento relativo é geralmente coaxial.

3. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreende um tirante de ligação adaptado para conectar uma parte de extremidade do duto secundário à saída de escape.

4. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreendem:

um tirante de ligação adaptado para conectar uma parte da extremidade do duto secundário à saída de escape; e pelo menos uma escora adaptada para conectar o duto secundário a uma fuselagem.

5 5. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que a parte rotativa do duto secundário é curva.

6. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado por adicionalmente compreender:

10 um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário.

7. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado por adicionalmente compreender:

15 um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

em que o atuador é adaptado para ser operado para prevenir o superaquecimento dos componentes próximos ao duto secundário.

8. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado por adicionalmente compreender:

20 um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

em que o atuador é adaptado para ser operado para reduzir a assinatura infravermelha do duto secundário.

9. – Sistema de motor de aeronave, caracterizado por compreender:

25 um motor tendo uma saída de escape;

um duto de escape primário em comunicação fluida com a saída de escape e configurado para movimento com o motor;

um duto de escape secundário em comunicação fluida com o duto de escape primário e adaptado para ser montado de maneira móvel na fuselagem, o duto secundário tendo uma parte seletivamente rotativa em relação ao restante do duto secundário; e

meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante entre o duto primário e o duto secundário.

10. – Sistema de motor, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que o alinhamento relativo é geralmente coaxial.

11. – Sistema de motor, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreendem um tirante de ligação conectando o duto secundário à saída de escape.

12. – Sistema de motor, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreendem:

um tirante de ligação conectando o duto secundário à saída de escape do motor; e

peelo menos uma escora adaptada para conectar o duto secundário a uma fuselagem.

13. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado pelo fato de que a parte rotativa do duto secundário é curva.

14. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado por adicionalmente compreender:

um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário.

5 15. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado por adicionalmente compreender:

um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

em que o atuador é adaptado para ser operado para evitar o superaquecimento dos componentes próximos ao duto secundário.

16. – Sistema de escape, de acordo com a reivindicação 9, caracterizado por adicionalmente compreender:

um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

15 em que o atuador é adaptado para ser operado para reduzir a assinatura infravermelha do duto secundário.

17. – Aeronave, caracterizada por compreender:

uma fuselagem;

um motor tendo uma saída de escape;

20 um duto de escape primário em comunicação fluida com a saída de escape e configurado para movimento com o motor;

um duto de escape secundário em comunicação fluida com o duto de escape primário e adaptado para ser montado de maneira móvel na fuselagem, o duto secundário tendo uma parte seletivamente rotativa em relação ao restante do duto secundário; e

25

meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante entre o duto primário e o duto secundário.

18. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada pelo fato de que o alinhamento relativo
5 geralmente é coaxial.

19. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreendem uma
ligação conectando o duto secundário à saída de escape.

10 20. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada pelo fato de que os meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante compreendem:

uma ligação conectando o duto secundário à saída de escape do motor; e

15 pelo menos uma escora conectando o duto secundário à fuselagem.

21. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizado pelo fato de que a parte rotativa do duto secundário é curva.

22. – Aeronave, de acordo com a reivindicação
20 17, caracterizada por adicionalmente compreender:

um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário.

23. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada por adicionalmente compreender:

25 um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

em que o atuador é adaptado para ser operado para evitar o superaquecimento dos componentes próximos ao duto secundário.

24. – Aeronave, de acordo com a reivindicação 17, caracterizada por adicionalmente compreender:

5 um atuador seletivamente operável para girar a parte rotativa do duto secundário;

em que o atuador é adaptado para ser operado para reduzir a assinatura infravermelha do duto secundário.

25. – Aeronave, caracterizada por compreender:

10 uma fuselagem;

um motor tendo uma saída de escape;

um duto de escape primário em comunicação fluida com a saída de escape e configurado para movimento com o motor;

15 um duto de escape secundário em comunicação fluida com o duto de escape primário e adaptado para ser montado de maneira móvel na fuselagem, o duto secundário tendo uma parte seletivamente rotativa em relação ao restante do duto secundário;

20 uma ligação conectando o duto secundário à saída de escape do motor; e

pelo menos uma escora conectando o duto secundário à fuselagem;

25 em que a ligação e pelo menos uma escora cooperam para manter um alinhamento relativo geralmente constante entre o duto primário e o duto secundário.

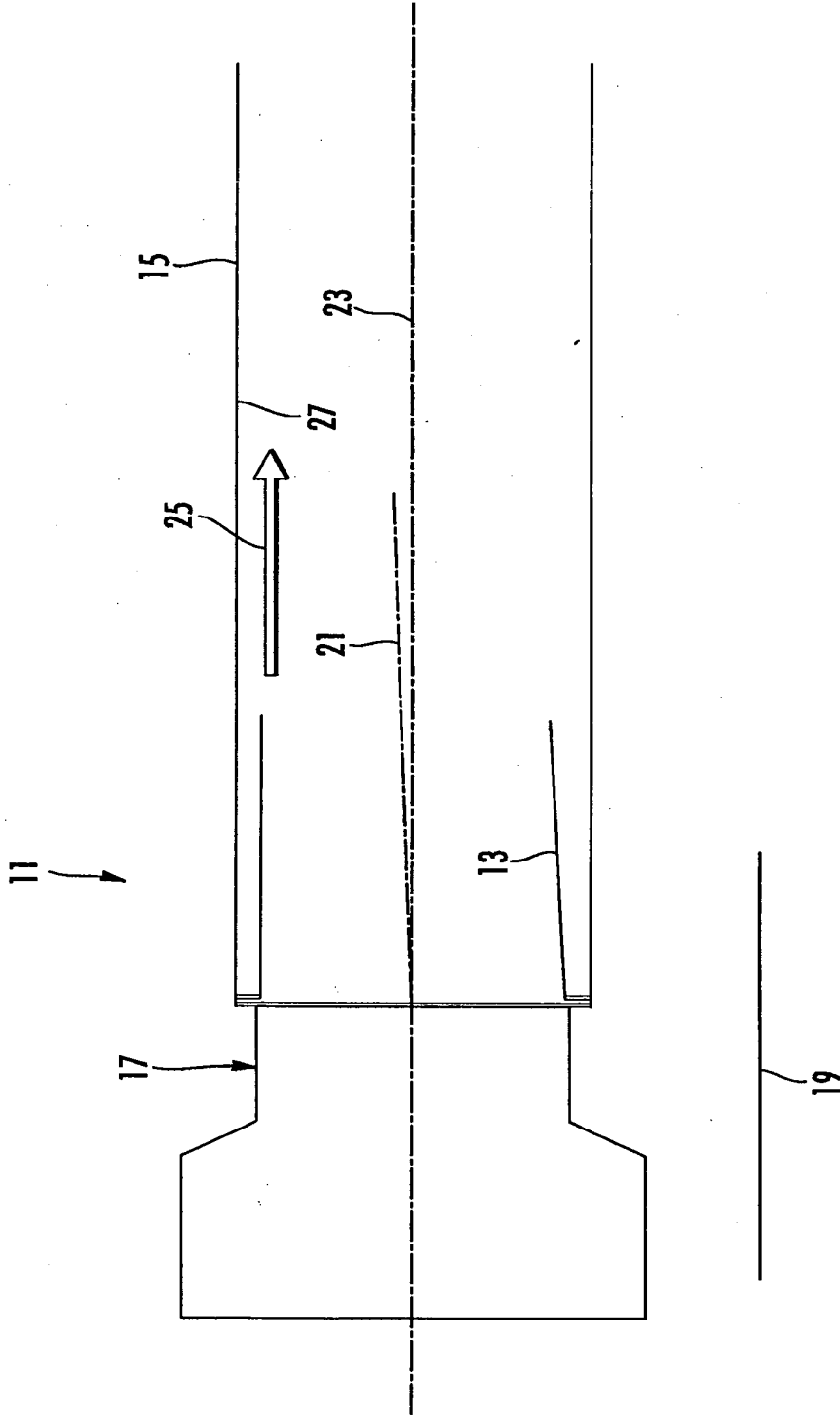
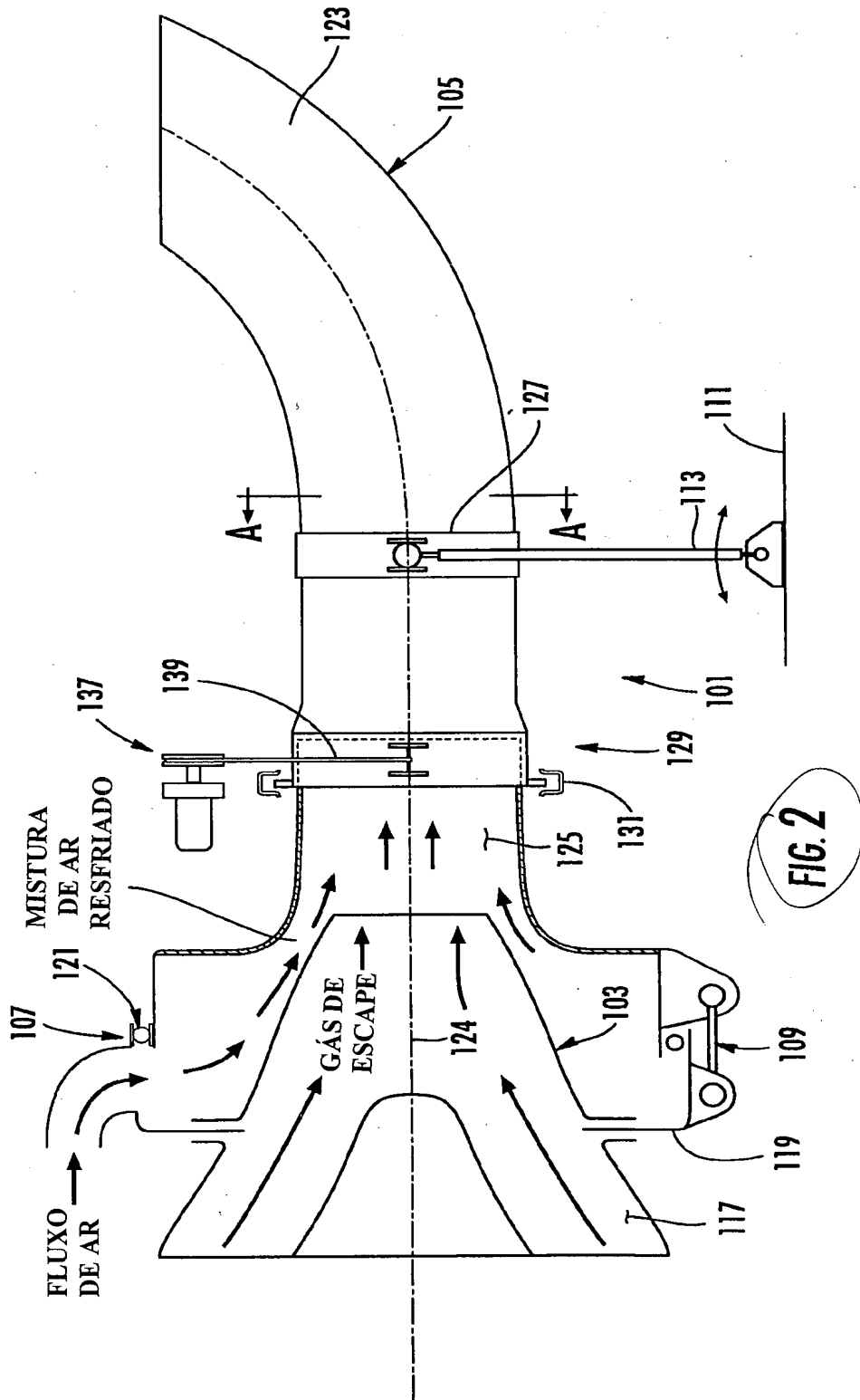
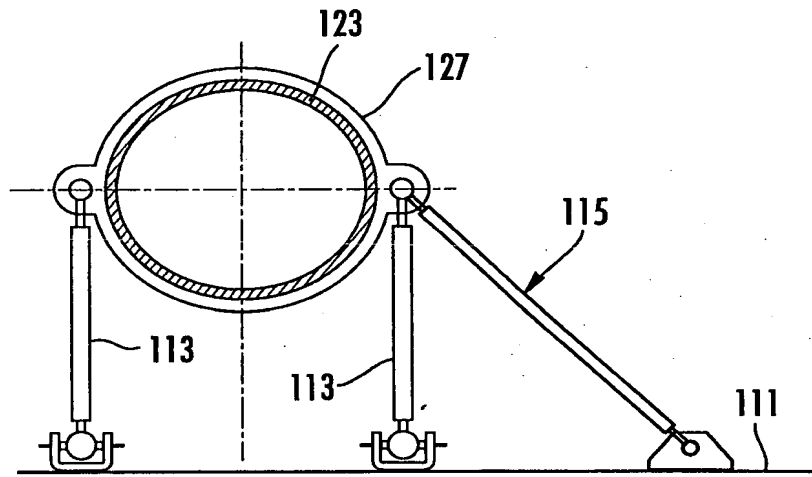


FIG. 1
(Estado da Técnica)



3/4



101

FIG. 3

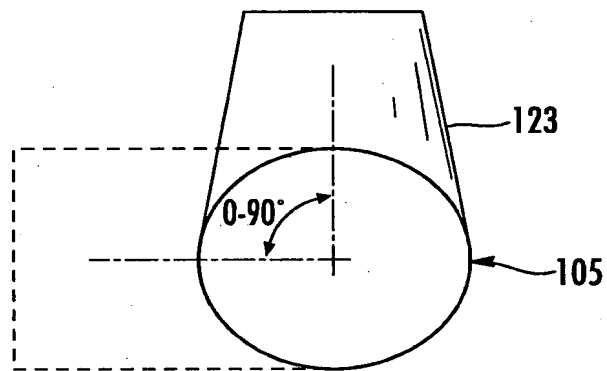
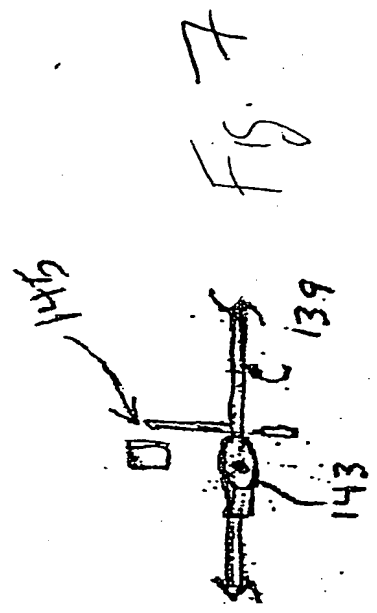
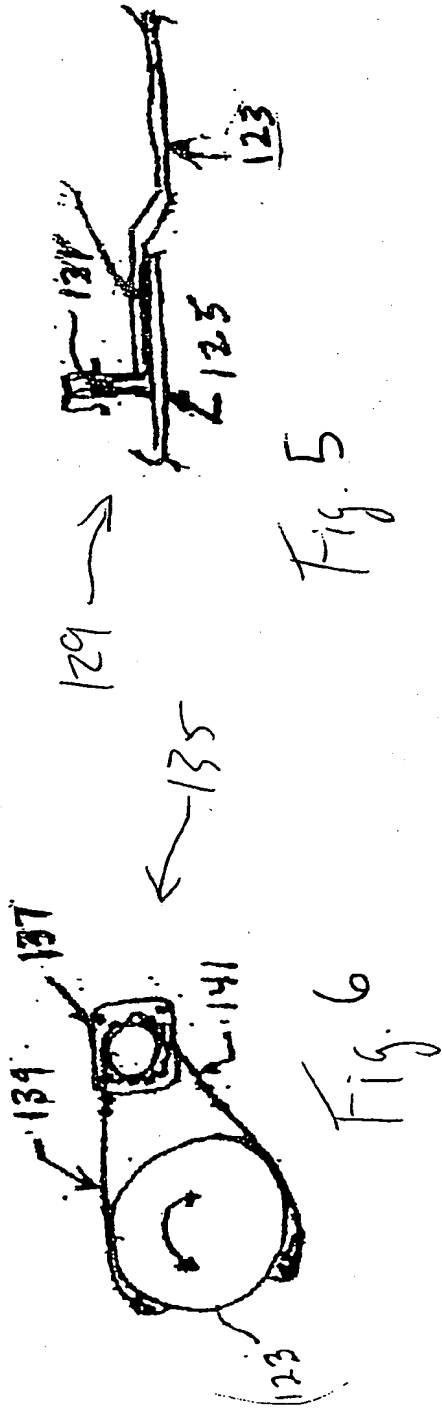


FIG. 4



RESUMO

Patente de Invenção para “**SISTEMA DE ESCAPE DE MOTOR COM BOCAL DIRECIONAL**”.

Trata-se de um sistema de escape para uma aeronave, o qual possui um duto de escape primário para comunicar o gás de escape proveniente de uma saída de escape do motor e é configurada para movimento com o motor. Um duto de escape secundário está em comunicação fluida com o duto de escape primário e é montado de maneira móvel na fuselagem. O duto secundário tem uma parte seletivamente rotativa em relação ao restante do duto secundário para direcionar o vetor do gás de escape. O sistema tem meios para manter um alinhamento relativo geralmente constante entre o duto primário e o duto secundário.