

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

(21) **PI0905496-0 A2**

(22) Data de Depósito: 23/12/2009
(43) Data da Publicação: 29/03/2011
(RPI 2099)



(51) *Int.Cl.:*
B64D 7/00

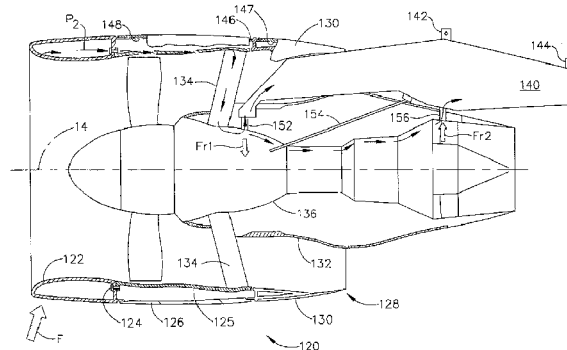
(54) Título: **CONJUNTO E MÉTODO PARA A MONTAGEM DE UM MOTOR DE AERONAVE**

(30) Prioridade Unionista: 24/12/2008 US 12/343,833

(73) Titular(es): GENERAL ELECTRIC COMPANY

(72) Inventor(es): Alan Roy Stuart, Mark Linz

(57) **Resumo:** CONJUNTO E MÉTODO PARA A MONTAGEM DE UM MOTOR DE AERONAVE Um conjunto inclui uma estrutura monolítica integral (12) para montagem de um motor para um aeronave (13). A estrutura monolítica (12) inclui uma parte de nacele (14) e uma estrutura de suporte. A parte de nacele (14) inclui uma região de entrada (22) e uma região de caixa de ventilador (24) definindo uma parede anular (26) em torno de um canal axial (28). Um elemento de anel (30) disposto no canal axial (28) é conectado através de uma pluralidade de elementos radiais (34) na parede anular (26). A parte de estrutura de suporte (16) inclui uma seção frontal (40) integral com a parte de nacele (14) e uma seção de popa (44) incluindo pelo menos uma região de instalação de aeronave (48) para montagem da estrutura monolítica (12) a uma aeronave (13). A seção frontal (40) inclui uma região de reforço de entrada (42) radialmente fora da parede anular (26). Quando montada na aeronave (13), a parte de nacele (14) e a parte de estrutura de suporte (16) cooperam para formar uma primeira trajetória de carga (50) operável para transmitir uma força de manobra de nacele aplicada diretamente na aeronave (13) ao invés de através do núcleo do motor.





“CONJUNTO E MÉTODO PARA A MONTAGEM DE UM MOTOR DE AERONAVE”

Essa invenção refere-se geralmente a conjuntos de motor de aeronave e, mais especificamente, a estruturas para a montagem e o encerramento de motores de aeronaves.

Motores turbofan grandes experimentam um momento de levantamento ou de tombamento de entrada durante a decolagem devido ao ângulo de ataque da aeronave e a velocidade relativa do ar. Essa força é imposta à estrutura de motor resultando na flexão da infra estrutura. A flexão da infra estrutura resulta na ponta de lâmina da turbo máquina a encerrar o fechamento de folga que resulta em atrito e no desgaste da ponta da lâmina. De modo a minimizar o desgaste da ponta de lâmina devido à flexão da infra estrutura, lâminas mais largas para encerrar as folgas são incorporadas no projeto da aeronave, resultando em perda de desempenho.

Outra perda de desempenho é devido à estrutura da asa e da torre necessária para suportar a massa do sistema de propulsão que é posto em balanço a partir da torre da aeronave ou de outros acessórios da aeronave.

Uma prática de projeto atual é fixar a entrada do motor na caixa do ventilador por um flange aparafusado. A caixa do ventilador é coberta por capuzes de ventilador que são fixados a uma estrutura da torre. A caixa do ventilador é fixada por um flange aparafusado a uma estrutura de ventilador contendo mancais para transmitir o empuxo do motor a partir do rotor do ventilador para a torre através de um sistema de instalação convencional fixado na armação do ventilador em uma posição de doze horas em seu diâmetro externo e/ou no cubo do suporte do ventilador. O núcleo do módulo é fixado ao cubo da armação do ventilador por um flange aparafusado.

Um conjunto de inversor de empuxo pode ser fixado a um entalhe em V ao redor da circunferência da armação do ventilador e, algumas vezes,

por um entalhe em V na circunferência do cubo da armação do ventilador. O conjunto de inversor de empuxo pode ser fixado na torre por peças de suporte suspensas que permitem o movimento para a frente e para a popa.

5 O motor é sustentado em sua extremidade de popa por uma instalação que o fixa na torre. As ligações de empuxo são algumas vezes usadas para transmitir o empuxo do motor à estrutura da torre e, desse modo, reduzir os momentos de flexão na estrutura. Os momentos de flexão de entrada são transmitidos através do sistema de instalação para a torre.

10 Os turbofan muito grandes são considerados prontos para a instalação quando o ventilador e a entrada são montados aos componentes de motor restantes. Durante o serviço do motor, o ventilador e a entrada podem permanecer fixados aos componentes do motor, apesar das práticas de reparação do turbofan, que tipicamente envolvem a renovação do módulo de núcleo do motor com necessidades limitadas para o trabalho do módulo do ventilador. Assim, remover o módulo do ventilador durante o processo de
15 reparação do motor leva a um desperdício da superfície de piso de oficina. A entrada e, freqüentemente, o módulo do ventilador podem ser removidos para o transporte do motor devido às restrições de abertura da porta da aeronave de carga e às obstruções da pista.

20 Durante as manobras da aeronave, a nacele pode experimentar uma força de manobra de nacele aplicada distribuída de forma não uniforme sobre a superfície da nacele tanto axial quanto circunferencialmente. A força de manobra de nacele aplicada pode, de forma significativa, defletir e distorcer ou ovalar a nacele e/ou a caixa do ventilador. Convencionalmente, como ilustrado
25 na Figura 1, e discutido em maiores detalhes abaixo, essa força de manobra de nacele aplicada é transmitida em torno da circunferência da nacele, a partir da entrada para a caixa do ventilador e, então, através dos suportes do ventilador para a caixa do núcleo, onde ela reage aos conjuntos de ligação frontais e de

popa. As forças de reação tendem a dobrar as caixas e a induzir os efeitos adversos anteriormente descritos. Adicionalmente, todas as forças e torques atuando no motor ou nacele são transferidos para a torre, que usualmente inclui uma estrutura substancial.

- 5 Desse modo, deve ser desejável prover uma estrutura de nacele de motor que reduza o peso, a flexão da infra estrutura e a superfície de piso da oficina requerida.

BREVE DESCRIÇÃO DA INVENÇÃO

- 10 A necessidade ou necessidades acima mencionadas podem ser cumpridas pelas modalidades exemplificativas que proporcionam um conjunto compreendendo uma estrutura monolítica. A estrutura monolítica exemplificativa inclui uma parte de nacele integral e uma parte de estrutura de suporte. A parte de nacele geralmente compreende um corpo de rotação em torno de uma linha central axial e incluindo uma região de entrada e uma região
- 15 de caixa de ventilador cooperando para definir uma parede anular delimitando um canal axial. A estrutura monolítica adicionalmente inclui um elemento de anel disposto no canal axial. Uma pluralidade de elementos radiais se estende a partir do elemento de anel para a parede anular.

- 20 A parte de estrutura de suporte geralmente se estende em uma direção axial, e inclui uma seção frontal integral com a parte de nacele e tendo uma região de reforço de entrada disposta radialmente para fora da parede anular. A estrutura de suporte inclui uma seção de popa tendo pelo menos uma região de instalação de aeronave. A estrutura monolítica é fixável a uma aeronave associada na região de instalação de aeronave. Quando montado em
- 25 uma aeronave associada, a parte de nacele e a parte de estrutura de suporte cooperam para formar uma primeira trajetória de carga operável para transmitir uma força de manobra de nacele aplicada diretamente na aeronave associada.

Em uma modalidade exemplificativa, o conjunto inclui um motor

de turbina a gás seletivamente removível montado em uma conexão de suporte com a estrutura monolítica de modo que uma linha central de motor seja substancialmente coextensiva com a linha central da parte de nacele. O conjunto adicionalmente inclui um primeiro conjunto montando o motor de turbina a gás na estrutura monolítica na seção de popa da parte de estrutura de suporte; e uma interface não rígida entre o motor de turbina a gás e o elemento de anel montando de forma não rígida o motor de turbina a gás ao elemento de anel, em que, o motor de turbina a gás é substancialmente isolado de ser atuado pela força de manobra de nacele aplicada, quando presente.

Em uma modalidade exemplificativa, um conjunto compreende uma aeronave e uma estrutura monolítica montada em uma conexão de suporte com a aeronave. A estrutura monolítica inclui uma parte de nacele integral e uma parte de estrutura de suporte. A parte de nacele geralmente compreende um corpo de rotação em torno de uma linha central axial e incluindo uma região de entrada e uma região de caixa de ventilador cooperando para definir uma parede anular delimitando um canal axial. A estrutura monolítica adicionalmente inclui um elemento de anel disposto no canal axial. Uma pluralidade de elementos radiais se estende a partir do elemento de anel para a parede anular. A parte de estrutura de suporte geralmente se estende em uma direção axial, e inclui uma seção frontal integral com a parte de nacele e tendo uma região de reforço de entrada radialmente disposta externa a parede anular. A estrutura de suporte inclui uma seção de popa tendo pelo menos uma região de instalação de aeronave.

Uma modalidade exemplificativa proporciona um método para a montagem de um motor de aeronave a uma aeronave associada. O método exemplificativo inclui prover uma estrutura monolítica integral; montar um motor de turbina a gás na estrutura monolítica na região de instalação de popa; e fazer interface não rígida do motor de turbina a gás com a estrutura monolítica

em uma interface não rígida entre o motor de turbina a gás e a estrutura monolítica.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

O assunto que é tido como a invenção é particularmente indicado e reivindicado de forma distinta na parte de conclusão do relatório descritivo. A invenção, contudo, poderá ser melhor compreendida com referência à descrição a seguir tomada em conjunto com as figuras dos desenhos anexos, nas quais:

A Figura 1 é uma vista em corte ilustrando a estrutura da torre/nacele da técnica anterior.

A Figura 2 é uma ilustração esquemática de uma estrutura monolítica exemplificativa e de um conjunto de motor de turbina a gás montado em uma asa de uma aeronave associada.

A Figura 3 é uma vista frontal visualizando a popa de uma estrutura monolítica exemplificativa montada em uma asa de uma aeronave associada.

A Figura 4 é uma vista lateral, parcialmente em corte, de uma estrutura monolítica exemplificativa.

A Figura 5 é uma vista lateral, parcialmente em corte, de uma modalidade exemplificativa de uma estrutura monolítica e de um conjunto de motor de turbina a gás.

A Figura 6 é uma vista lateral, parcialmente em corte, de uma estrutura monolítica e de um conjunto de motor de turbina a gás ilustrando a desmontagem parcial e a remoção de um motor de turbina a gás.

A Figura 7 é uma vista lateral, parcialmente em corte, de uma modalidade exemplificativa alternativa de uma estrutura monolítica e de um conjunto de motor de turbina a gás.

A Figura 8 é ma vista frontal voltada para a popa de uma

modalidade exemplificativa ilustrada na Figura 7.

DESCRIÇÃO DETALHADA DA INVENÇÃO

A Figura 1 ilustra uma disposição de instalação de motor típica como conhecido na técnica. Uma nacele 120 inclui uma entrada 122
5 firmemente fixa, como por uma união aparafusada 124, na caixa de ventilador 125, um invólucro aerodinâmico intermediário 126, que é um par de portas de acesso essencialmente em 180° conectadas por articulações 148 em uma extensão frontal 146 da torre 140, e um invólucro aerodinâmico de popa 128 incluindo duas paredes externas de duto de ventilador essencialmente a 180°
10 130, cada uma conectada por articulações 147 na torre 140, e um capuz de núcleo interno 132. Uma pluralidade de suportes de ventilador, como representado por suportes 134, se estende geralmente de forma radial para conectar a caixa do ventilador 125 na caixa do núcleo 136. Três conjuntos de ligações de instalação 152, 154, 156 conectam o motor na torre 140 que, ela
15 mesma, é fixada na aeronave por fixações de instalação de aeronave para torre 142, 144. Um conjunto de ligação de instalação frontal 152 é ajustado a duas ligações que transmitem forças verticais e laterais, o conjunto de ligação de instalação axial 154 é um conjunto de duas ligações que transmite forças axiais, e um conjunto de ligação de instalação de popa 156 é um conjunto de
20 três ligações localizadas na popa do conjunto de ligação frontal para transmitir forças verticais, forças laterais e torque.

As necessidades acima mencionadas de redução de peso, redução de flexão da infra estrutura e redução da superfície de piso de oficina podem ser cumpridas pelas modalidades exemplificativas descritas abaixo e
25 ilustradas nas Figuras anexas. As Figuras 2 e 3 geralmente ilustram um conjunto 10 que inclui uma estrutura monolítica integral 12 adaptada para direcionar uma fixação semi permanente a uma aeronave associada 13. Os termos “integral” e “integrado” usados por todo o texto desse pedido e das

reivindicações anexas são pretendidos para significar itens que são integralmente unidos ou fabricados, tal que a desmontagem (em um senso não destrutivo típico) não seja possível. Por “semi permanente” quer-se dizer que são para reparos, serviços e substituições usuais de um motor de turbina a gás ou de componentes do mesmo, a estrutura monolítica 12 pode ser retida em uma conexão de suporte com a aeronave, como será explicado em maiores detalhes abaixo. Em uma modalidade exemplificativa, a estrutura monolítica inclui uma parte de nacele 14 e uma parte de estrutura de suporte 16. Como ilustrado na Figura 2, o conjunto 10 pode incluir um conjunto inversor de empuxo 60, como será discutido em maiores detalhes abaixo.

Com referência agora às Figuras 3 e 4, uma parte de nacele 14 exemplificativa geralmente compreende um corpo de rotação 18 em torno de uma linha central axial 20. A parte de nacele 14 inclui uma região de entrada 22 e uma região de caixa de ventilador 24. Em uma modalidade exemplificativa, a região de entrada 22 e a região de caixa de ventilador 24 são integralmente formadas e cooperam para definir uma parede anular 26 delimitado um canal axial 28. Em uma modalidade exemplificativa, um elemento de anel 30 é disposto dentro do canal axial 28 e é sustentado aqui através de uma pluralidade de elementos radiais 34 se estendendo a partir do elemento de anel 30 para a parede anular 26. O elemento de anel 30 é dimensionado para receber pelo menos uma parte de um motor de turbina a gás através do mesmo, como detalhado abaixo. Elementos radiais 30 podem ser configurados como elementos de fluxo direto ou palhetas, como irá ser observado por aqueles versados na técnica. Em uma modalidade exemplificativa, a parede anular 26, os elementos radiais 34 e o elemento de anel 30 são integralmente formados ou unidos como parte da estrutura monolítica 12. Em uma modalidade exemplificativa, o corpo de rotação 18 é disposto e dimensionado para circundar e envolver um conjunto de ventilador 38 de um conjunto de

motor de turbina a gás 70 (Figura 5).

A estrutura monolítica 12 adicionalmente inclui uma parte de estrutura de suporte se estendendo axialmente 16 tendo uma seção frontal 40 integral com a parte de nacele 14. Uma região de reforço de entrada 42 é
5 disposta na seção frontal 40 e, geralmente, radialmente externa à pared e anular 26. A região de reforço de entrada proporciona um suporte estrutural para frente de um local de fixação tradicional para uma torre. Em uma modalidade exemplificativa, a região de reforço de entrada se estende circunferencialmente para cima em cerca de 180° em torno da parte de nacele
10 14. A região de reforço de entrada pode, por exemplo, compreender uma espessura maior do que a restante da parte de nacele 14. Nas outras modalidades exemplificativas, a região de reforço de entrada pode compreender elementos estruturais e/ou de reforço, tal como estruturas em colméia, como é conhecido na técnica. Outros meios de reforço de entrada
15 podem ser contemplados por aqueles que são versados na técnica.

Em uma modalidade exemplificativa, a parte de estrutura de suporte 16 se estende para a popa do corpo de rotação 18 e inclui uma ou mais superfícies aerodinâmicas. A parte de estrutura de suporte 16 também inclui uma seção de popa 44 definindo pelo menos uma região de instalação de
20 aeronave 48. Quando montada em uma aeronave, a parte de nacele 14 e a estrutura de suporte 16 cooperam para formar uma primeira trajetória de carga, indicada pelas setas 50, para distribuir cargas estáticas e dinâmicas transmitidas entre o motor e o aeroplano. A estrutura monolítica pode ser montada sob uma asa de aeronave, como ilustrado nas Figuras 2 a 4, ou pode
25 ser fixada a qualquer outro ponto apropriado, por exemplo, no topo de uma asa, ou fuselagem, ou outro acessório da aeronave.

Com referência agora à Figura 5, um conjunto exemplificativo 10 inclui um conjunto de motor de turbina a gás 70 montado em uma conexão

sustentada com a estrutura monolítica 12. Em uma modalidade exemplificativa, um primeiro conjunto de instalação 72 monta o conjunto de motor de turbina a gás 70 na estrutura monolítica 12 na seção de popa 44 da parte de estrutura de suporte 16 em um local de instalação de motor 76. O primeiro conjunto de instalação 72 pode incluir um anel de turbina 74 e um suspensor de armação de popa 78, como é bem conhecido na técnica. Em uma modalidade exemplificativa, o conjunto inclui uma interface não rígida 80 entre o conjunto de motor de turbina a gás 70 e o elemento de anel 30 da estrutura monolítica 12. A interface não rígida isola de forma substancial o motor de turbina a gás de ser atuado por uma força de manobra de nacele aplicada que reagem ao longo do trajeto de carga 50, como anteriormente descrito. Em uma modalidade exemplificativa, a interface não rígida permite movimento relativo circunferencial e axial entre a parte de nacele 14 da estrutura monolítica e o conjunto de motor de turbina a gás. A interface não rígida pode compreender uma disposição de junta deslizante, um mancal esférico, uma disposição de ligação, um gancho com mancais nas posições de 3 horas e de 9 horas, um diafragma flexível, ou outra disposição que reduz a transmissão da força de manobra de nacele aplicada através do núcleo do motor.

Também ilustrado na Figura 5, em uma modalidade exemplificativa, a estrutura monolítica 12 inclui um sistema de contenção 82 na parede anular 26 para eventos externos da lâmina do ventilador. A estrutura monolítica pode compreender no total ou em parte, material composto, tal como fibra de carbono reforçada, como é conhecido na técnica. Em uma modalidade exemplificativa, o sistema de contenção é integralmente formado ao tempo de formação de outras partes da estrutura monolítica. Em uma outra modalidade exemplificativa, o sistema de contenção pode ser substancialmente formado separado de outras partes da estrutura monolítica e, então, integralmente unido à mesma.

Como ilustrado na Figura 6, em uma modalidade exemplificativa, o elemento de anel 30 da estrutura monolítica 12 é disposto e dimensionado para receber pelo menos uma parte do motor de turbina a gás no mesmo incluindo uma entrada de compressor 84. Em uma modalidade exemplificativa, o conjunto de ventilador 38 pode ser desmontado e removido a partir do restante do conjunto de motor de turbina a gás incluindo o núcleo do motor. O restante do motor de turbina a gás é configurado e dimensionado para remoção traseira a partir da estrutura monolítica. Por exemplo, aqueles que são versados na técnica irão apreciar que várias fixações, parafusos e prendedores de instalação podem ser desengatados para permitir o movimento para trás do restante do motor de turbina a gás.

As Figuras 7 e 8 são direcionadas para uma modalidade alternativa do conjunto 10. Essa modalidade alternativa inclui um elemento de suporte se estendendo axialmente para baixo 90 posicionável de forma operacional geralmente oposto a parte de estrutura de suporte 16. Em uma modalidade exemplificativa, o elemento de suporte inferior 90 se estende entre a parte de nacele 14 e o anel de turbina 74 do primeiro conjunto de instalação 72. Em uma modalidade exemplificativa, o elemento de suporte inferior é um elemento estrutural capaz de prover pelo menos uma parte de uma trajetória de carga inferior, designada pela seta 92. A trajetória de carga inferior é capaz de transmitir forças estáticas e dinâmicas, incluindo pelo menos uma parte de uma força de manobra de nacele aplicada, para a aeronave associada ao longo do trajeto de carga inferior 92. O elemento de suporte inferior 90 pode ser um elemento unitário como ilustrado na Figura 7 ou, alternativamente, o elemento de suporte inferior 90 pode ser parte de um conjunto de inversor de empuxo 60.

Aqueles versados na técnica irão apreciar que um conjunto de inversor de empuxo pode compreender um par de portas de caçamba. É vislumbrado que o elemento de suporte inferior 90 pode ser projetado como se

conjugando com as paredes laterais de um conjunto inversor de empuxo. Em uma modalidade exemplificativa, pelo menos um conjunto de transferência de carga 94, tal como uma disposição de chaveta e fenda ou ligações tangenciais, é seletivamente engatável entre o motor de turbina a gás e o conjunto de inversor de empuxo. A face frontal 96 do elemento de suporte inferior 90 pode ser engatável com a estrutura monolítica através de uma disposição de ranhura em V ou lâmina em V 98. Em uma modalidade exemplificativa, o conjunto inversor de empuxo 60 pode fazer interface com a estrutura monolítica em uma pluralidade de localizações de fixação de ranhura em V ou lâmina em V 98, como é bem conhecido na técnica.

Com referência novamente à Figura 5, as disposições estruturais descritas aqui proporcionam a transmissão de levantamento de entrada de carga ou de forças de manobra de nacele aplicada diretamente na parte de estrutura de suporte 16, ao invés de através da carcaça do motor. Em uma modalidade exemplificativa, as cargas de empuxo do motor são portadas através de ligações de empuxo 100 fixadas no local de instalação do motor 76 e no elemento de anel 30 da estrutura monolítica 12 com uma linha de ação que intersecta a linha central do motor no plano do ventilador.

De acordo com uma modalidade exemplificativa, é provido um método de montagem de um motor de aeronave para uma aeronave associada. Um método exemplificativo inclui prover uma estrutura monolítica integral, que inclui um corpo de rotação 18 em torno de uma linha central. O corpo de rotação 18 é dimensionado para circunscrever pelo menos um conjunto de ventilador 38 de um conjunto de motor de turbina a gás 70. O conjunto de motor de turbina a gás 70 é montado na estrutura monolítica em um local de instalação de motor de popa 76. Em uma modalidade exemplificativa, o local de instalação de motor é localizado na popa da parte de nacele 14. O conjunto de motor de turbina a gás faz interface com a estrutura

monolítica em uma interface não rígida 80. A estrutura monolítica 12 é fixada na aeronave associada em uma região de instalação de aeronave 48.

Como ilustrado na Figura 6, em uma modalidade exemplificativa, o conjunto de motor 70 é removido a partir da aeronave associada 13 pela remoção do conjunto de ventilador 38, removendo o conjunto de motor a partir do local de instalação de motor 76, e desengatando na interface não rígida 80. O restante do conjunto de motor pode assim ser colocado na direção para trás a partir da estrutura monolítica 12, como indicado pela seta 104.

As modalidades exemplificativas descritas aqui reduzem a flexão da infra estrutura causado pela reação das forças de manobra aplicadas ao longo do núcleo do motor a uma torre. A estrutura monolítica exemplificativa proporciona uma trajetória de fluxo externa ao núcleo do motor. Um reforço suficiente da entrada e, em certas modalidades, uma estrutura de suporte inferior se estendendo axialmente reduz a ovalização da região de nacele, assim mantendo as folgas na ponta entre as lâminas de ventilador e a parede anular para aperfeiçoar a eficiência do motor. Cada modalidade exemplificativa descrita aqui pode incluir certas características detalhadas nas descrições de outras modalidades exemplificativas dentro do escopo da presente invenção.

Essa descrição composta usa modalidades exemplificativas para descrever a invenção, incluindo o melhor modo, e também para capacitar uma pessoa versada na técnica a fazer e usar a invenção. O escopo patenteável da invenção é definido pelas reivindicações, e pode incluir outros exemplos que ocorram àqueles versados na técnica. Tais outros exemplos são pretendidos para estarem dentro do escopo das reivindicações, se eles tiverem elementos estruturais que não difiram da linguagem literal das reivindicações, ou se eles incluírem elementos estruturais equivalentes com diferenças não substanciais a partir da linguagem literal das reivindicações.

REIVINDICAÇÕES

1. CONJUNTO , compreendendo:

uma estrutura monolítica integral (12) incluindo:

5 uma parte de nacele (14) geralmente compreendendo um corpo de rotação (18) em torno de uma linha central axial (20) e incluindo uma região de entrada (22) e uma região de caixa de ventilador (24) cooperando para definir uma parede anular (26) delimitando um canal axial (28);

um elemento de anel (30) disposto no canal axial (28);

10 uma pluralidade de elementos radiais (34) se estendendo a partir do elemento de anel (30) para a parede anular (26); e

uma parte de estrutura de suporte (16) geralmente se estendendo em uma direção axial, em que a parte de estrutura de suporte (16) inclui uma seção frontal (40) integral com a parte de nacele (14) e tendo uma região de reforço de entrada (42) radialmente externa a parede anular (26), e uma seção de popa (44) incluindo pelo menos uma região de instalação de aeronave (48),
15 em que a estrutura monolítica (12) é fixável a uma aeronave associada (13) na região de instalação da aeronave (48);

em que, quando montado na aeronave associada (13), a parte de nacele (14) e a parte de estrutura de suporte (16) cooperam para formar uma
20 primeira trajetória de carga (50) operável para transmitir uma força de manobra de nacele aplicada diretamente à aeronave associada (13).

2. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 1, adicionalmente compreendendo:

25 um motor de turbina a gás (70) seletivamente removível sendo montado na conexão de suporte com a estrutura monolítica (12) e tendo uma linha central de motor substancialmente coextensiva com a linha central da parte de nacele (14),

em que pelo menos uma parte do motor de turbina a gás (70) se

estende através do elemento de anel (30);

um primeiro conjunto montado no motor de turbina a gás (70) da estrutura monolítica (12) na seção de popa (44) da parte de estrutura de suporte (16); e

5 uma interface não rígida (80) entre o motor de turbina a gás (70) e o elemento de anel (30), em que, quando a força de manobra de nacele aplicada está presente, o motor de turbina a gás (70) é substancialmente isolado de ser atuado pela força de manobra de nacele aplicada.

3. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 2, incluindo
10 um elemento de suporte se estendendo axialmente para baixo (90) geralmente operacionalmente posicionável oposta a parte de estrutura de suporte (16) e se estendendo entre a parte de nacele (14) e o primeiro conjunto, em que o elemento de suporte se estendendo axialmente para baixo (90) prove pelo menos uma parte de uma trajetória de carga inferior (92) capaz de transmitir
15 pelo menos uma parte da força de manobra de nacele aplicada à aeronave associada (13) ao longo da trajetória de carga inferior (92).

4. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 2, adicionalmente compreendendo:

20 um conjunto inversor de empuxo (60) sendo montado em conexão de suporte com a estrutura monolítica (12).

5. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 2, em que o motor de turbina a gás (70) inclui um conjunto de ventilador (38) e um núcleo de motor, em que o conjunto de ventilador (38) é capaz de ser desmontado, enquanto o núcleo de motor é montado na conexão de suporte na estrutura
25 monolítica (12).

6. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 1, em que a estrutura monolítica (12) é formada de forma predominante a partir de material composto incluindo epóxi reforçado com fibra.

7. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 1, adicionalmente compreendendo uma região de contenção de lâmina de ventilador formando pelo menos uma parte da parede anular (26).

8. CONJUNTO, de acordo com a reivindicação 1, em que pelo menos um elemento radial (34) compreende uma paleta de direcionamento de fluxo.

9. CONJUNTO, compreendendo:

uma aeronave (13); e

uma estrutura monolítica integral (12) montada em uma conexão de suporte com a aeronave (13), em que a estrutura monolítica (12) inclui:

uma parte de nacele (14) geralmente compreendendo um corpo de rotação (18) em torno de uma linha central axial (20) e incluindo uma região de entrada (22) e uma região de caixa de ventilador (24) cooperando para definir uma parede anular (26) delimitando um canal axial (28), em que a região de caixa de ventilador (24) inclui um elemento de anel (30) disposto no canal axial (28) e uma pluralidade de elementos radiais (34) se estendendo a partir do elemento de anel (30) para a parede anular (26); e

uma parte de estrutura de suporte (16) geralmente se estendendo em uma direção axial, em que a parte de estrutura de suporte (16) inclui uma seção frontal (40) integral com a parte de nacele (14) e tendo uma região de reforço de entrada (42) radialmente externa a parede anular (26), e uma seção de popa (44) incluindo pelo menos uma região de instalação de aeronave (48), em que a estrutura monolítica (12) é montada em uma conexão de suporte na aeronave (13) na região de instalação de aeronave (48);

em que a parte de nacele (14) é dimensionável para pelo menos parcialmente circunscrever um conjunto de ventilador (38) de um motor de turbina a gás (70) sendo opcionalmente montado em conexão de suporte com a estrutura monolítica (12).

10 MÉTODO PARA A MONTAGEM DE UM MOTOR DE AERONAVE, a uma aeronave associada (13), o método incluindo:

prover uma estrutura monolítica integral (12) incluindo um corpo de rotação (18) em torno de uma linha central sendo dimensionada para
5 circunscrever pelo menos um conjunto de ventilador (38) de um motor de turbina a gás (70);

fixar a estrutura monolítica (12) na aeronave associada (13);
montar um motor de turbina a gás (70) na estrutura monolítica (12) na região de montagem de popa (48);

10 fazer interface não rígida do motor de turbina de gás (70) com a estrutura monolítica (12) em uma interface não rígida (80) entre o motor de turbina a gás (70) e a estrutura monolítica (12).

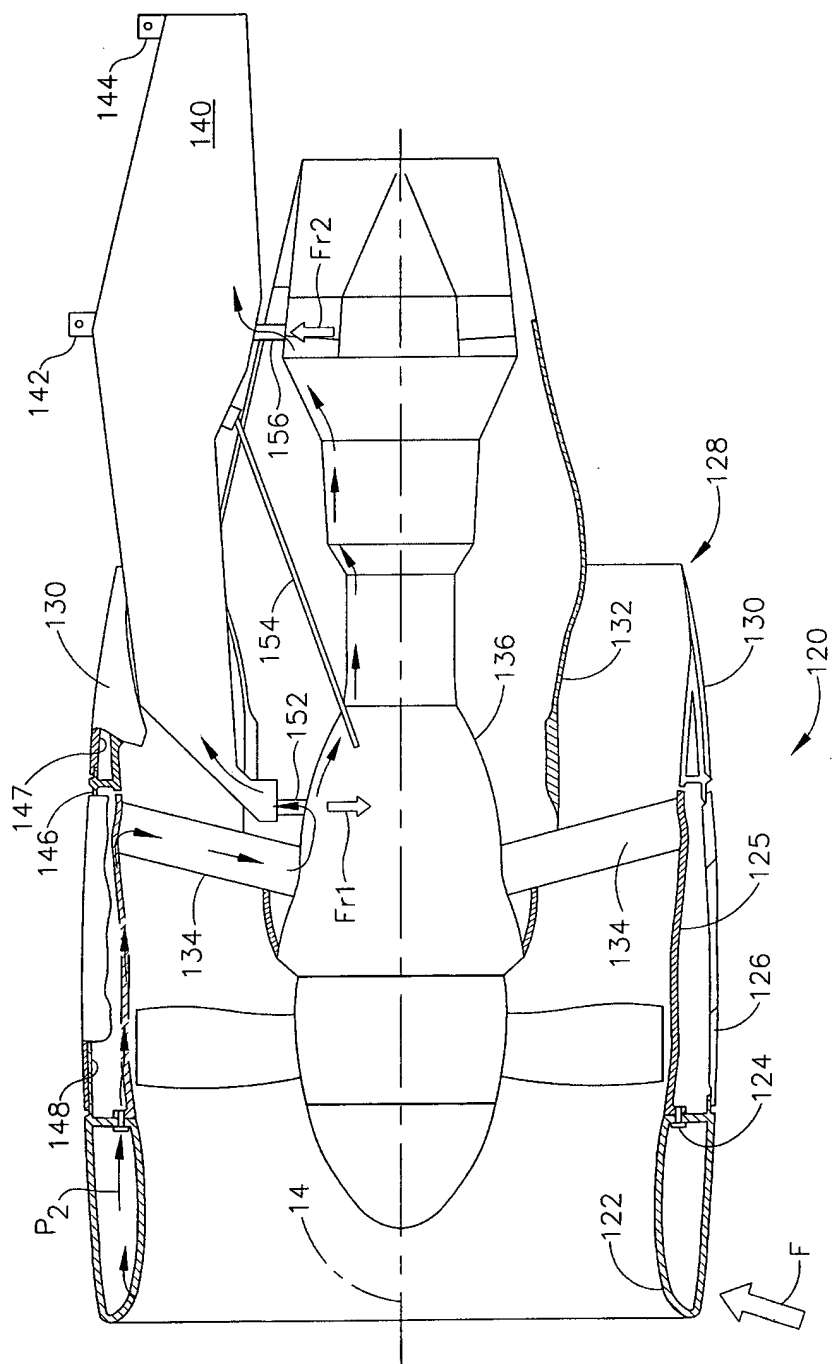
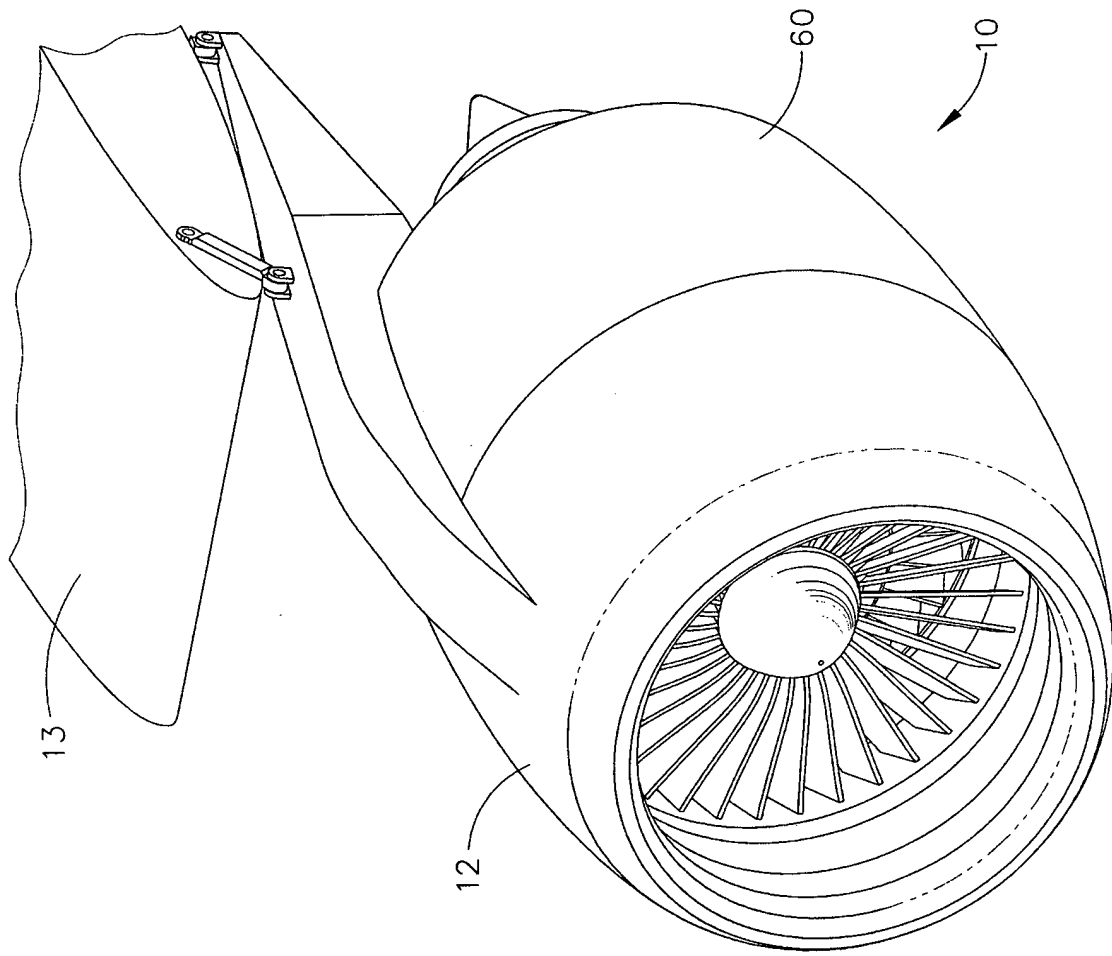
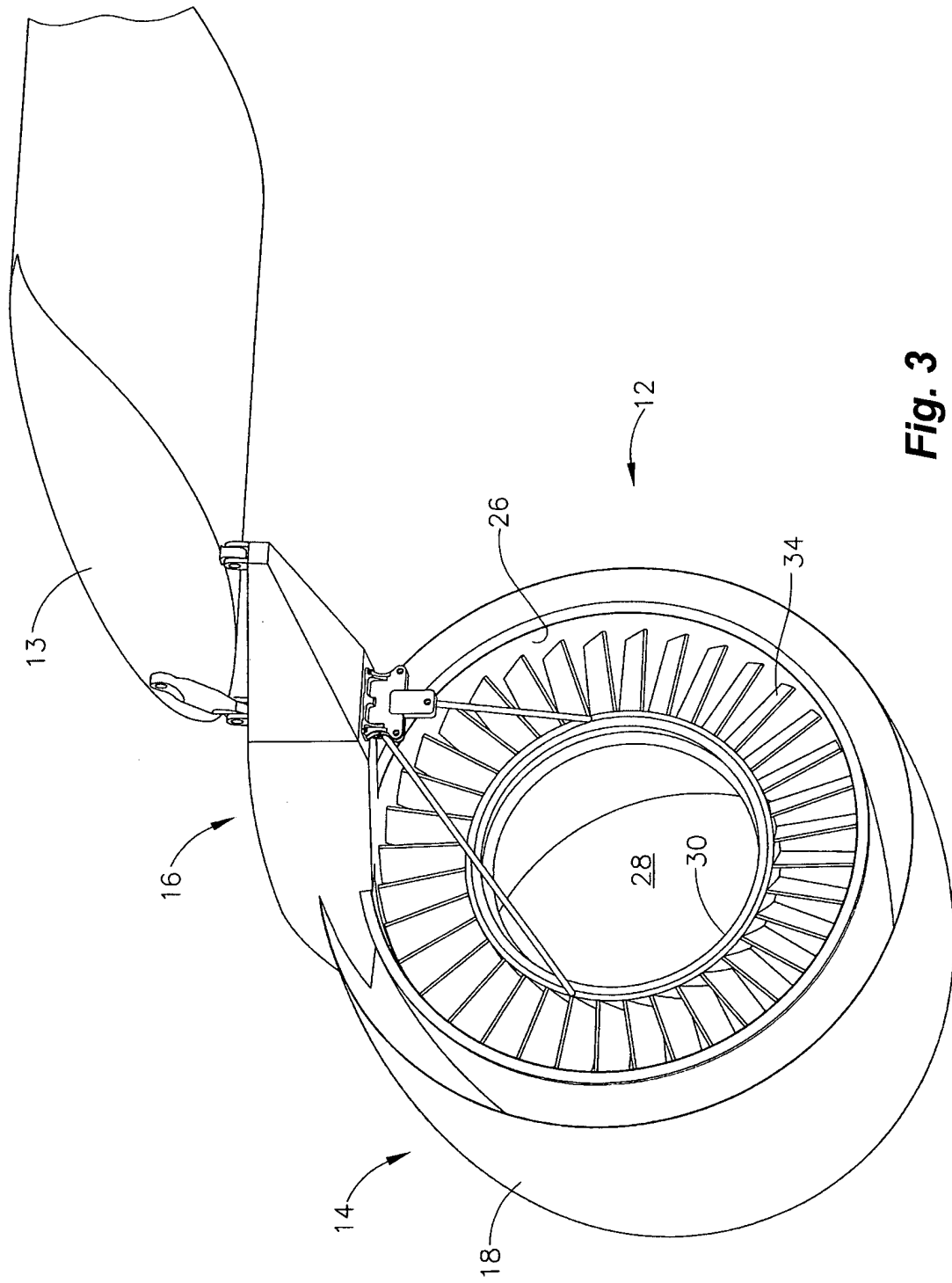
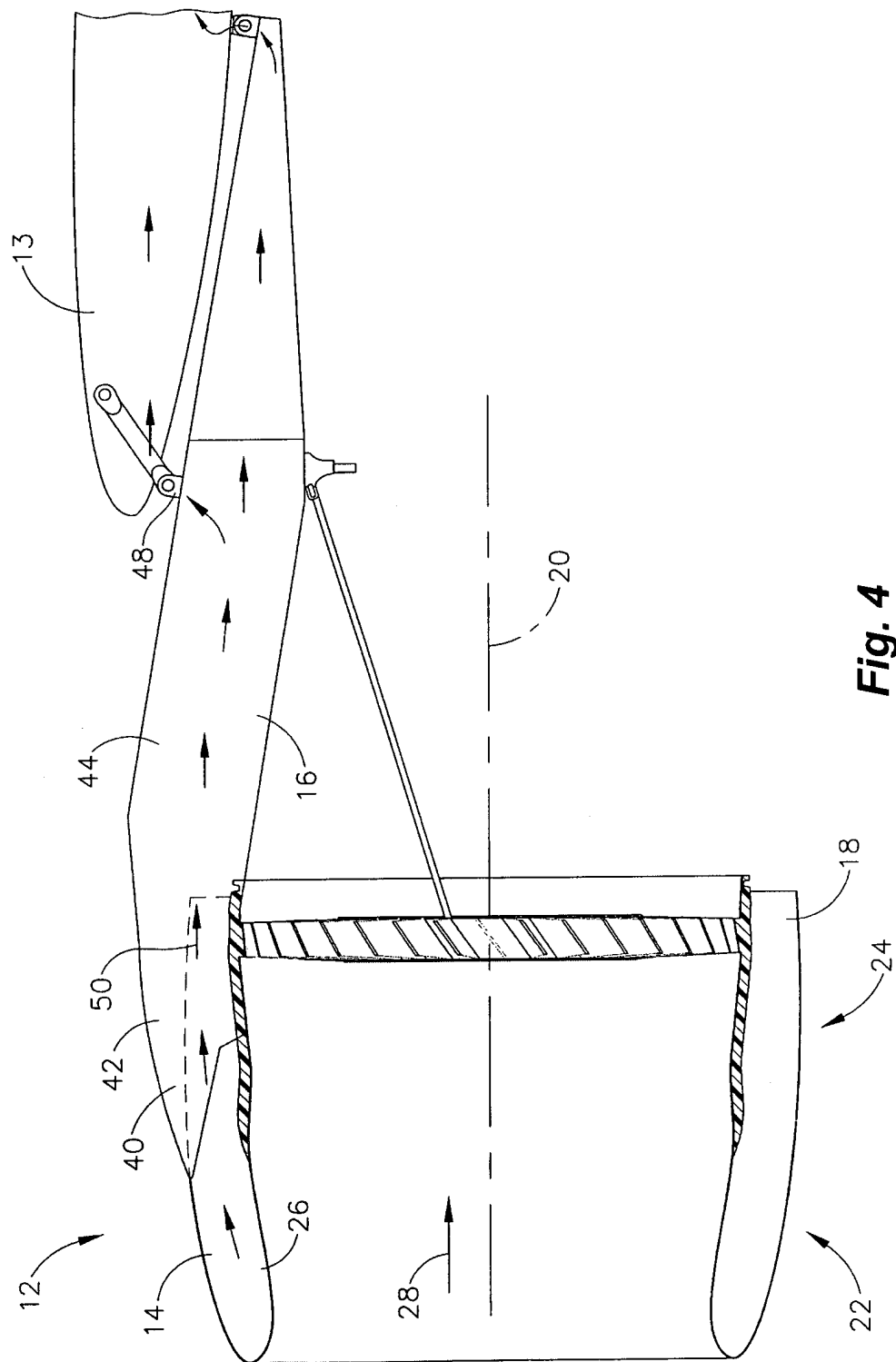
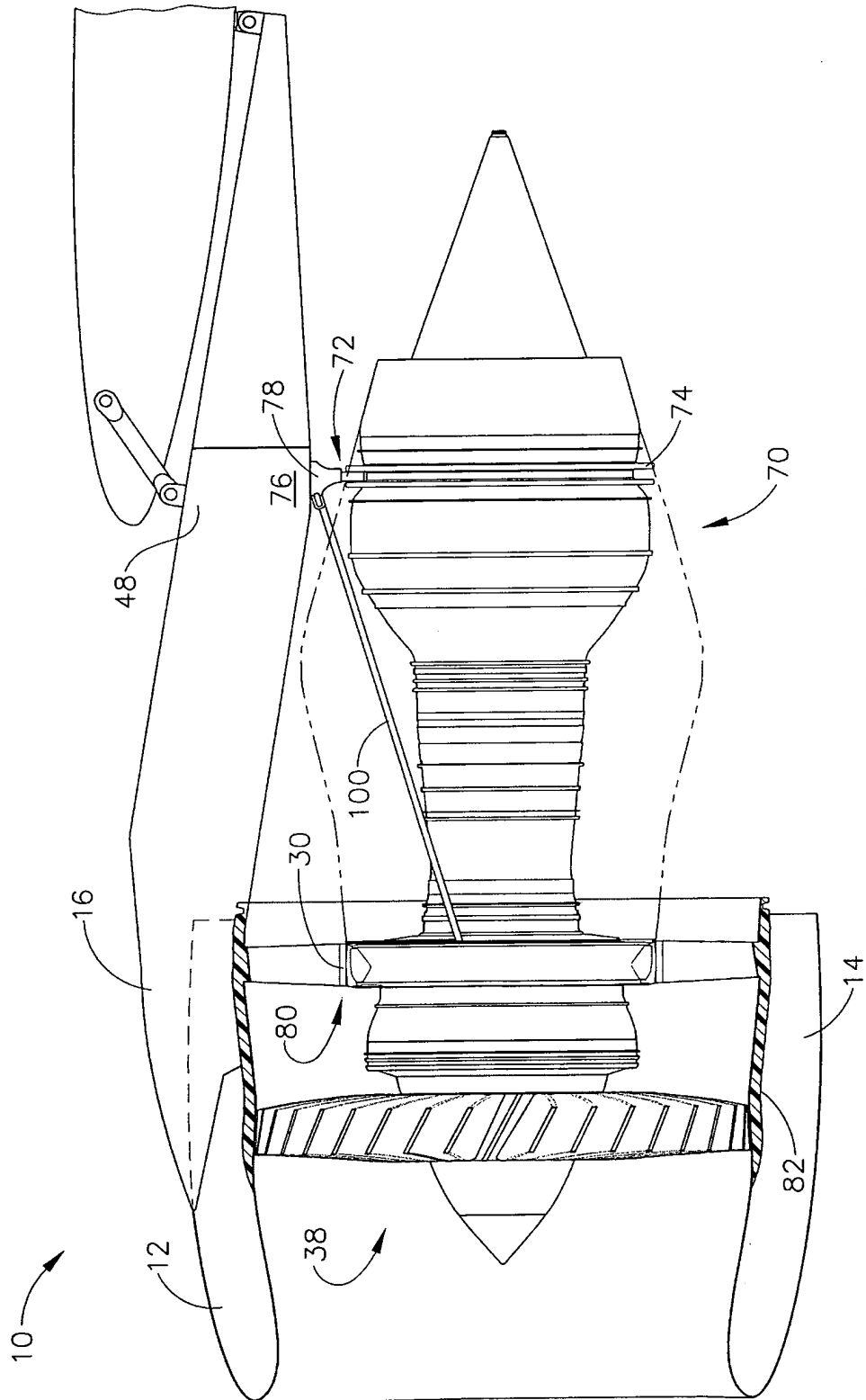


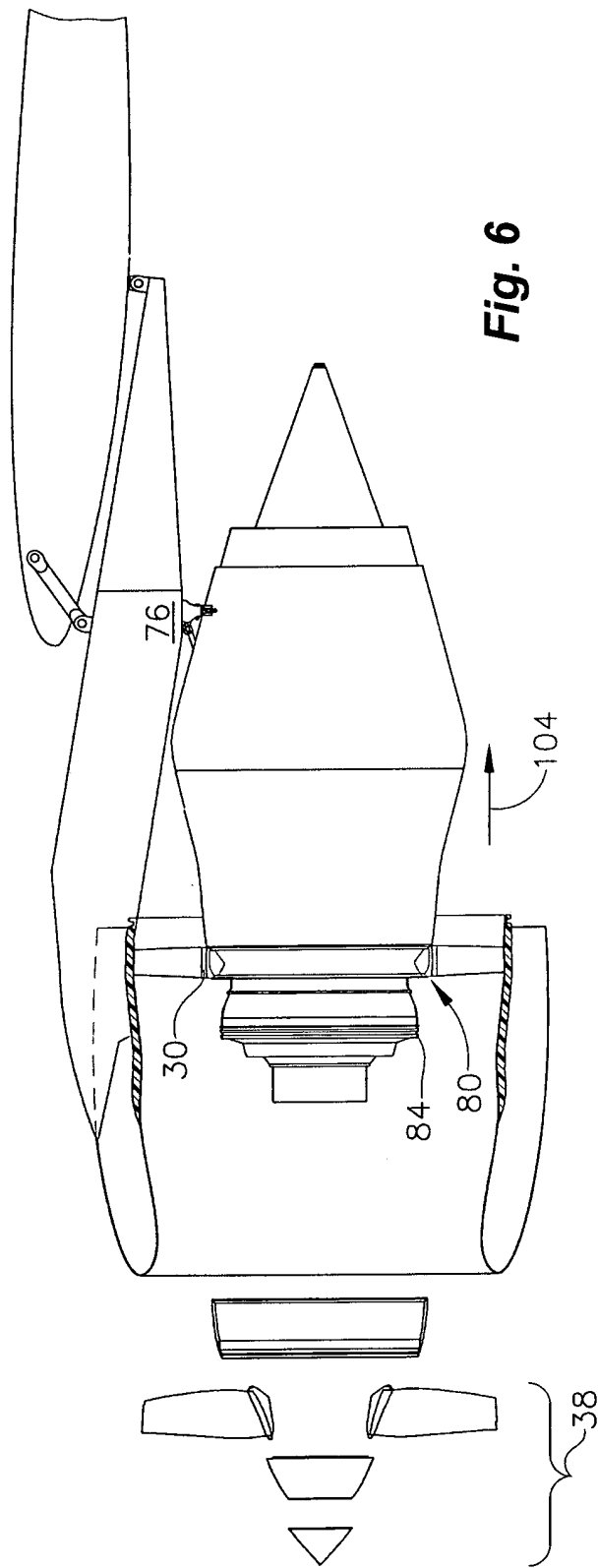
Fig. 1

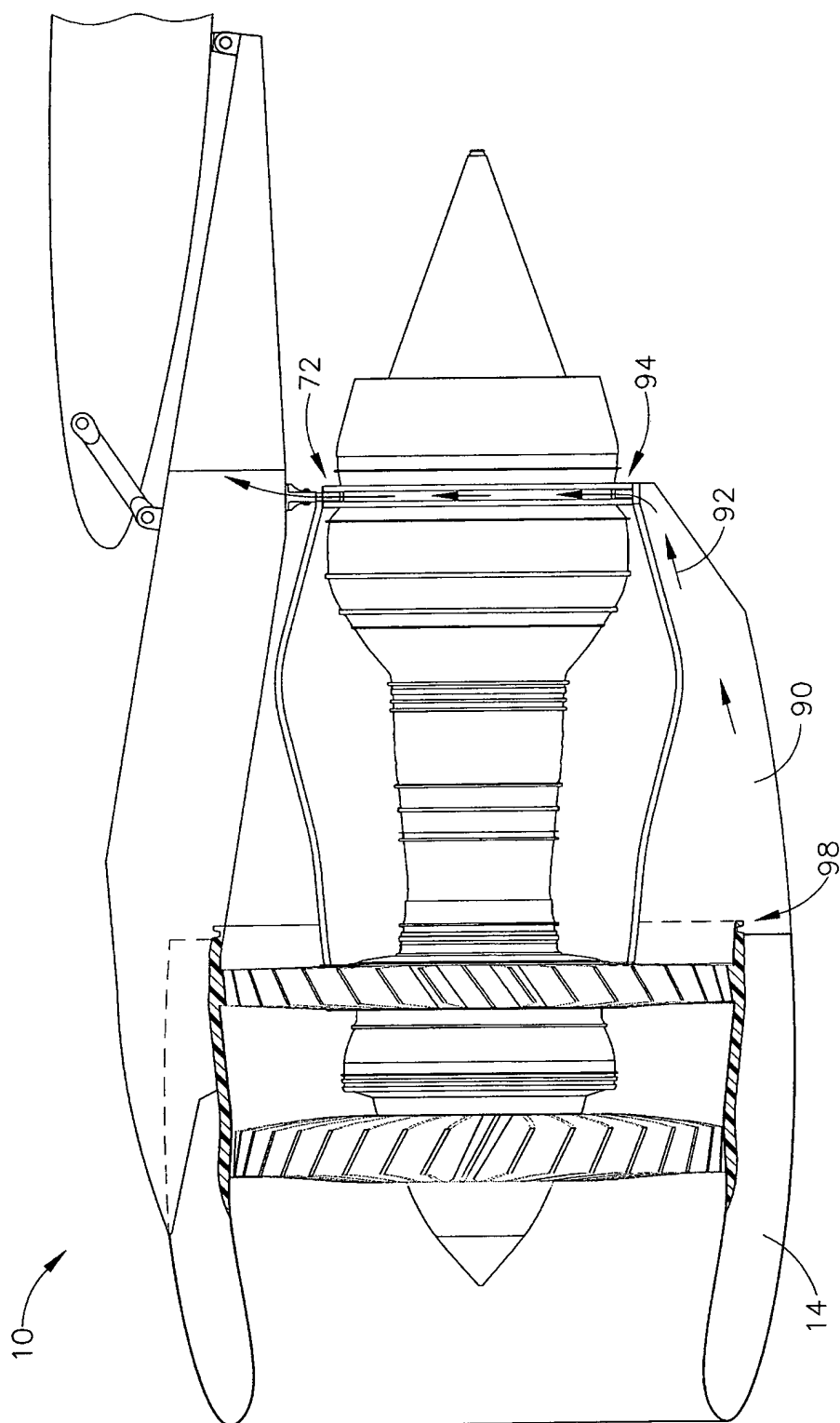
**Fig. 2**

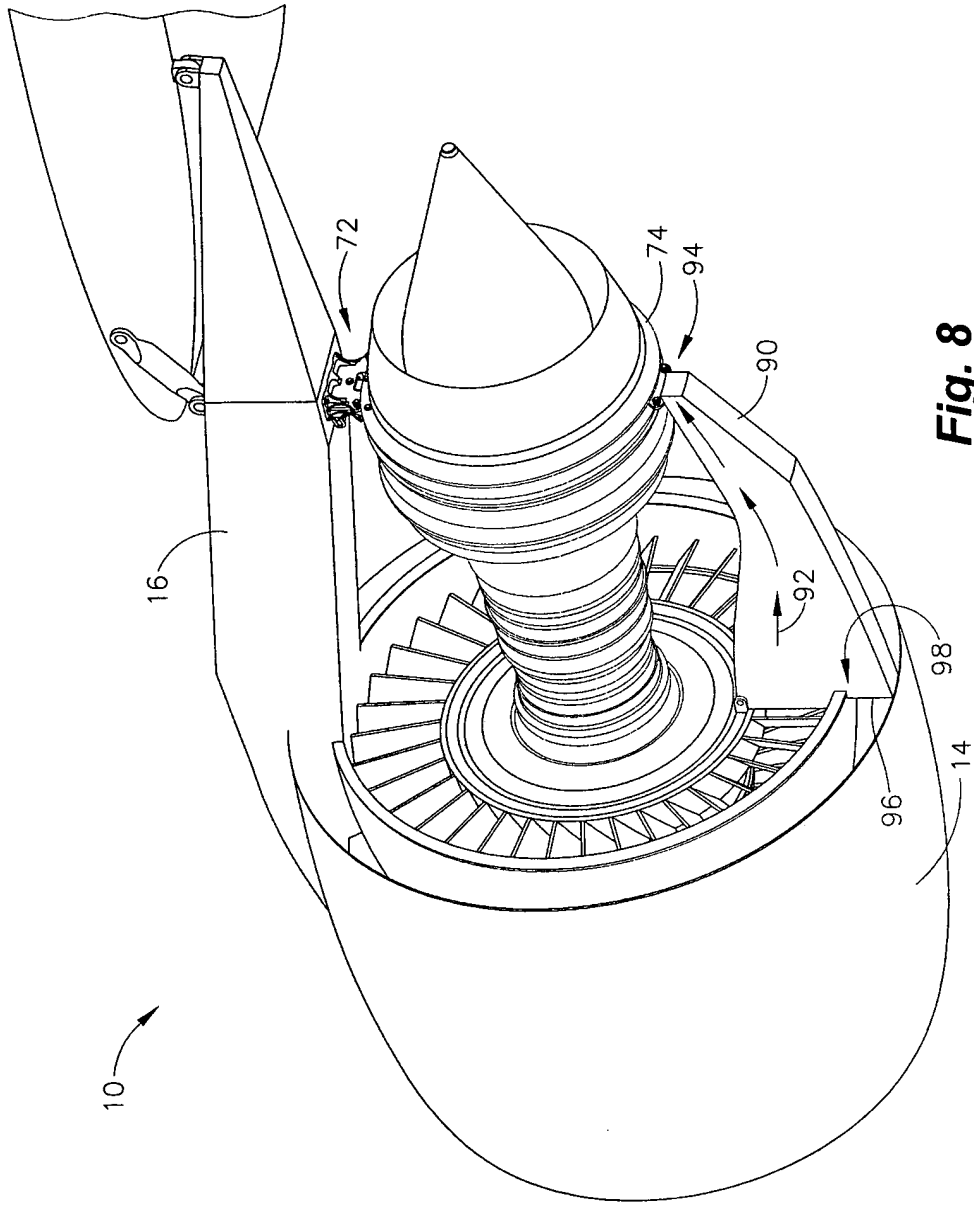
**Fig. 3**



**Fig. 5**



**Fig. 7**

**Fig. 8**

RESUMO**“CONJUNTO E MÉTODO PARA A MONTAGEM DE UM MOTOR DE
AERONAVE”**

Um conjunto inclui uma estrutura monolítica integral (12) para
5 montagem de um motor para um aeronave (13). A estrutura monolítica (12)
inclui uma parte de nacele (14) e uma estrutura de suporte. A parte de nacele
(14) inclui uma região de entrada (22) e uma região de caixa de ventilador (24)
definindo uma parede anular (26) em torno de um canal axial (28). Um
elemento de anel (30) disposto no canal axial (28) é conectado através de uma
10 pluralidade de elementos radiais (34) na parede anular (26). A parte de
estrutura de suporte (16) inclui uma seção frontal (40) integral com a parte de
nacele (14) e uma seção de popa (44) incluindo pelo menos uma região de
instalação de aeronave (48) para montagem da estrutura monolítica (12) a uma
aeronave (13). A seção frontal (40) inclui uma região de reforço de entrada (42)
15 radialmente fora da parede anular (26). Quando montada na aeronave (13), a
parte de nacele (14) e a parte de estrutura de suporte (16) cooperam para
formar uma primeira trajetória de carga (50) operável para transmitir uma força
de manobra de nacele aplicada diretamente na aeronave (13) ao invés de
através do núcleo do motor.