



**CÉLULA**  
ENSINO A DISTÂNCIA

ESTRUTURAS DE  
AERONAVES E SISTEMAS  
DE CONTROLE DE VOO



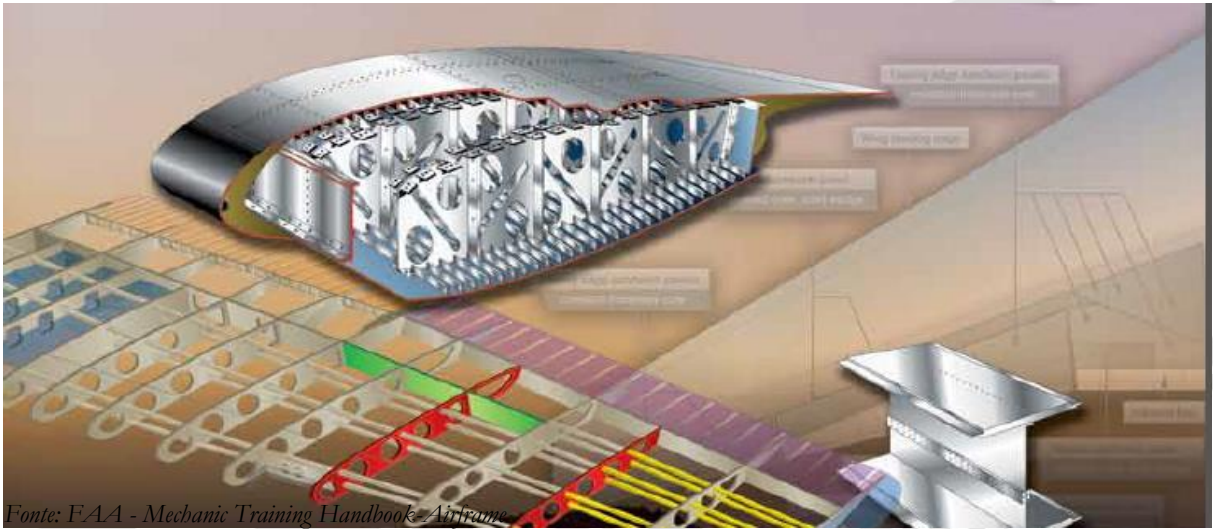
**AeroTD**

CNPJ	72.443.914/0001-38
Mantenedora	Aero TD Escola de Aviação Civil Ltda - ME
Nome Fantasia	Aero TD Faculdade de Tecnologia
Esfera Administrativa	Privada
Endereço (Rua, N°.) Cidade UF CEP	Rua Marechal Guilherme nº 127. Bairro: Centro - Florianópolis SC. CEP: 88015-000
Telefone	(48) 32235191
Eixo Tecnológico:	Infraestrutura
Curso:	Profissionalizante em Manutenção de Aeronaves - Habilitação Célula
Carga Horária Total:	1240 horas

## Sumário

Módulo I ..... 4 a 43

Módulo II .....45 a 78



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook - Airframe

## MÓDULO I

### ESTRUTURAS DE AERONAVES

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

As aeronaves são veículos complexos, tanto em sua estrutura como em sua operação.

Os profissionais que abraçam uma atividade que as envolva, certamente precisará dedicar-se a conhecê-las profundamente.

Neste módulo iremos estudar suas estruturas e sistemas controladores de voo.

Vamos lá!

A fuselagem de uma aeronave de asa fixa é geralmente considerada como dividindo-se em 5 partes principais: fuselagem, asas, estabilizadores, superfícies de controle e trem de pouso. A fuselagem de helicóptero consiste da célula, rotor principal e caixa de engrenagens de redução (gearbox), rotor de cauda (em helicópteros com apenas um rotor principal) e trem de pouso.

Os componentes da fuselagem são construídos de uma grande variedade de materiais e são unidos através de rebites, parafusos e soldagem ou adesivos. Os componentes da aeronave dividem-se em vários membros estruturais (reforçadores, longarinas, nervuras, paredes, etc.). Os membros estruturais das aeronaves são desenhados para suportar uma carga ou resistir ao estresse.

Um único membro da estrutura pode ser submetido a uma combinação de estresses. Na maioria dos casos, os membros estruturais são projetados para suportar mais cargas nas extremidades do que sobre suas laterais, ou seja, são mais sujeitos a tensão e compressão que a flexão.

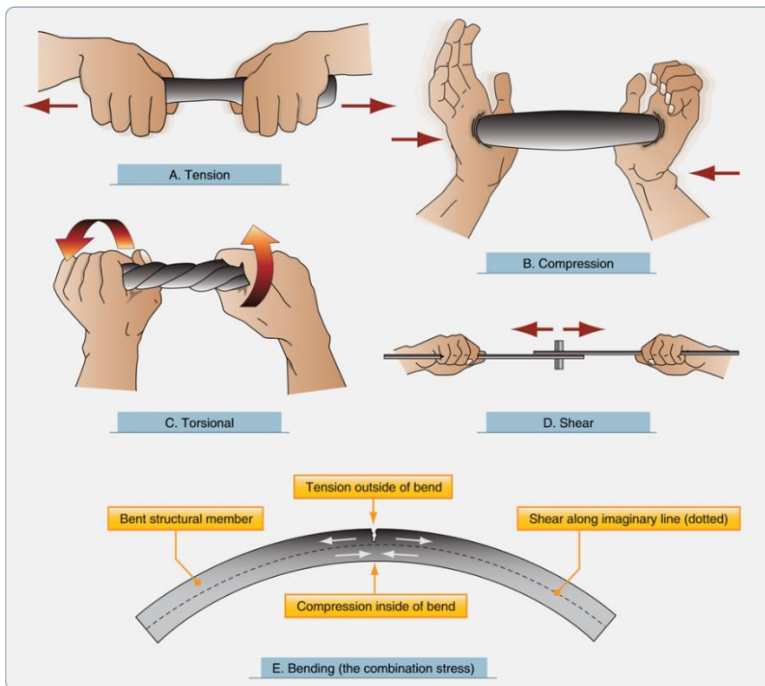
A resistência pode ser o requisito principal em certas estruturas, enquanto outras necessitam de qualidades totalmente diferentes. Por exemplo, capotas, carenagens e partes semelhantes geralmente não precisam suportar os estresses impostos pelo voo, ou as cargas de pouso. Contudo, essas partes devem possuir qualidades, como um acabamento liso e formato aerodinâmico.

### **1.1 PRINCIPAIS ESTRESSES ESTRUTURAIS**

Durante o projeto de uma aeronave, cada centímetro quadrado da asa e da fuselagem, cada nervura, longarina, e até mesmo cada encaixe deve ser considerado em relação às características físicas do metal do qual ele é feito. Todas as partes da aeronave devem ser planejadas para suportar as cargas que lhes serão impostas. A determinação de tais cargas é chamada análise de estresse. Apesar do planejamento do desenho não ser uma atribuição do mecânico é, contudo, importante que ele compreenda e avalie os estresses envolvidos, para evitar mudança no desenho original através de reparos inadequados.

Há 5 estresses maiores, aos quais todas as aeronaves estão sujeitas (figura 1-1):

- (A) Tensão
- (B) Compressão
- (C) Torção
- (D) Cisalhamento
- (E) Flexão



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-1 Os cinco estresses que atuam em uma aeronave.

O termo estresse é geralmente utilizado com o mesmo sentido da palavra esforço. O estresse é uma força interna em uma substância que se opõe ou resiste à deformação. O esforço é a deformação do material ou substância. O estresse é uma força interna, que pode causar deformação.

A tensão (fig. 1-1A) é o estresse que resiste à força que tende a afastar. O motor puxa a aeronave para frente, porém, a resistência do ar tenta trazê-la de volta. O resultado é a tensão que tende a esticar a aeronave. O esforço de tensão de um material é medido em p.s.i. (libras por polegada quadrada) e é calculado dividindo-se a carga (em libras) requerida para dividir o material pela sua seção transversal (em polegadas quadradas).

A compressão (fig. 1-1B) é o estresse que resiste à força de esmagamento. A resistência compressiva de um material é também medida em p.s.i. A compressão é o estresse que tende a encurtar ou espremer as partes da aeronave.

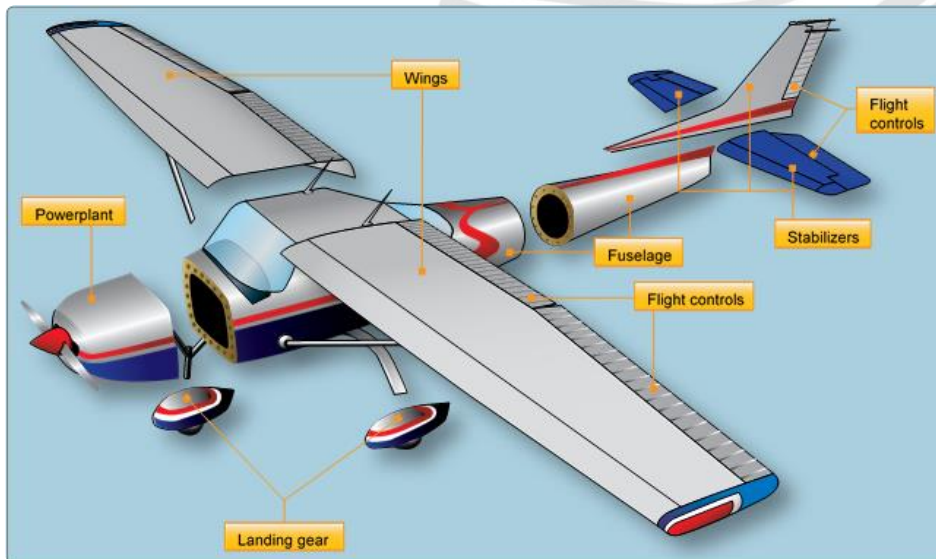
A torção é o estresse que produz torcimento (fig. 1-1C). Enquanto a aeronave se move para a frente, o motor também tende a torcê-la para um dos lados, porém outros componentes da aeronave a mantem no curso. Assim, gera-se torção. A resistência torcional de um material é sua resistência à torção ou torque.

O cisalhamento é o estresse que resiste à força que tende a fazer com que uma camada do material deslize sobre uma camada adjacente. Duas chapas rebetadas, submetidas a tensão (fig. 1-1D), submetem os rebites a uma força de cisalhamento. Geralmente a resistência ao cisalhamento de um material é igual ou menor que sua resistência à tensão ou compressão. As partes de aeronaves, especialmente parafusos e rebites, são geralmente submetidos à força de cisalhamento.

O estresse de flexão é uma combinação de compressão e tensão. A vareta da fig. 1-1E, foi encurtada (comprimida) em um dos lados da flexão e esticada no lado externo da flexão.

## 1.2 AERONAVE DE ASA FIXA

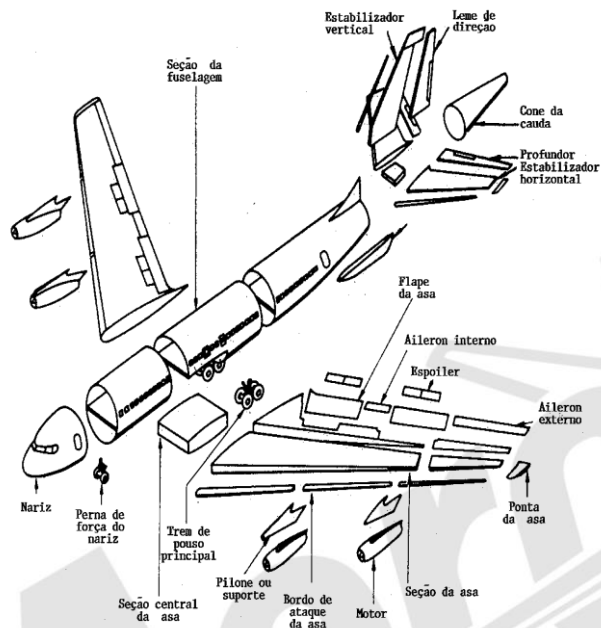
Os componentes principais de uma aeronave monomotora à hélice são mostradas na figura 1-2.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-2 Componentes estruturais de uma aeronave.

A fig. 1-3 ilustra os componentes estruturais de uma aeronave a jato. Uma asa e os conjuntos da empenagem são apresentados explodidos nos diversos componentes que, quando juntos, formam unidades estruturais maiores.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-3 Componentes estruturais típicos de uma aeronave a jato

### 1.3 FUSELAGEM

A fuselagem é a estrutura principal ou o corpo da aeronave. Ela provê espaço para a carga, controles, acessórios, passageiros e outros equipamentos. Em aeronaves monomotoras é a fuselagem que também abriga o motor. Em aeronaves multimotoras os motores podem estar embutidos na fuselagem, podem estar fixados à fuselagem ou suspensos pelas asas. Elas variam, principalmente em tamanho e arranjo dos diferentes compartimentos.

Há dois tipos gerais de construção de fuselagens, treliça e monocoque. O tipo treliça consiste de uma armação rígida feita de membros como vigas, montantes e barras que resistem à deformação gerada pelas cargas aplicadas. A fuselagem tipo treliça é geralmente coberta por tela.

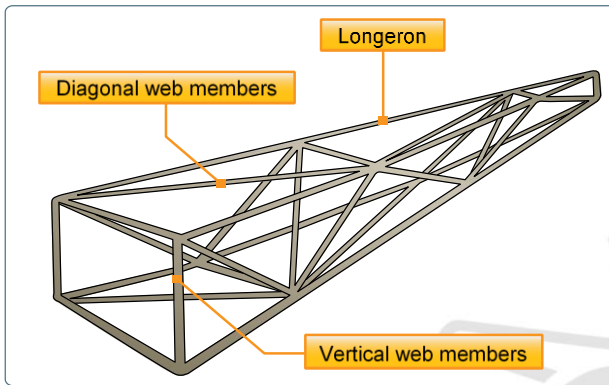
#### Tipo Treliça

A fuselagem tipo treliça (fig. 1-4) é geralmente construída de tubos de aço, soldados de tal forma, que todos os membros da treliça possam suportar tanto cargas de tensão como compressão.

Em algumas aeronaves, principalmente as mais leves, monomotoras, a treliça é construída de tubos de liga de alumínio e podem ser rebitados ou parafusados em uma peça, utilizando varetas sólidas ou tubos.



with cross-bracing achieved by using solid rods or tubes.

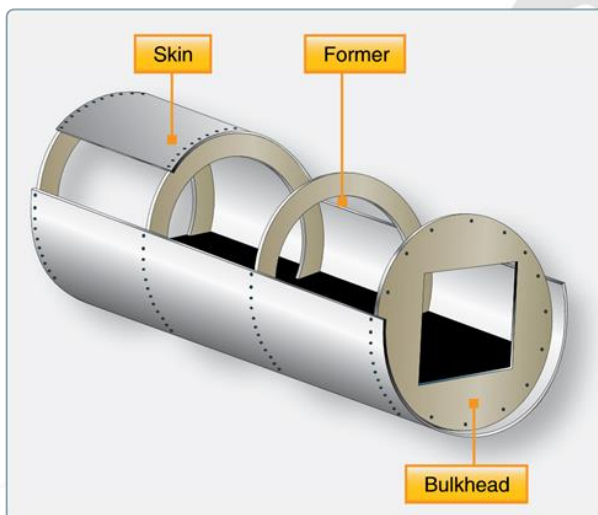


Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-4 Estrutura de fuselagem tipo treliça, de tubos de aço soldados.

### Tipo Monocoque

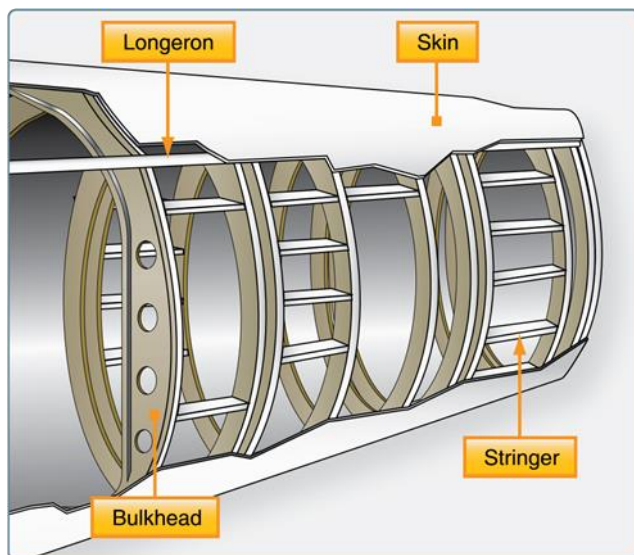
A fuselagem tipo monocoque (revestimento trabalhante), baseia-se largamente na resistência do revestimento para suportar os estresses primários. O desenho pode ser dividido em 3 classes: (1) Monocoque, (2) semimonocoque, ou (3) revestimento reforçado. A verdadeira construção monocoque (fig. 1-5), lança mão de perfis, cavernas e paredes para dar formato à fuselagem, porém é o revestimento que suporta os estresses primários. Uma vez que não há esteios ou estais, o revestimento deve ser forte o bastante para manter a fuselagem rígida. Sendo assim, o maior problema envolvido na construção monocoque é manter uma resistência suficiente, mantendo o peso dentro de limites aceitáveis.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-5 Construção monocoque.

Para superar o problema resistência/peso da construção monocoque, uma modificação denominada semimonocoque (fig. 1-6) foi desenvolvida.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

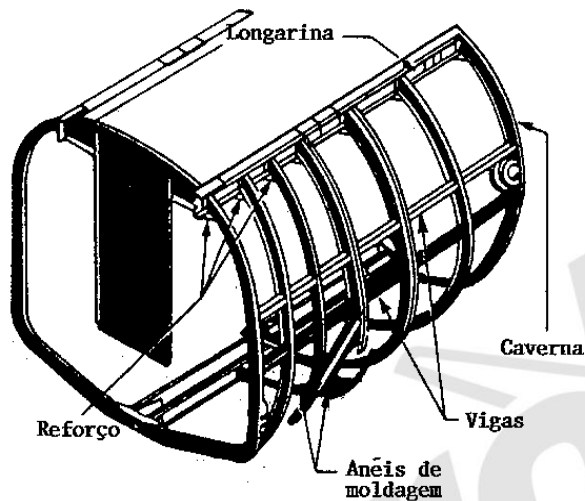
Figura 1-6 Construção semimonocoque.

Em adição aos perfis, cavernas e paredes, a construção semimonocoque possui membros longitudinais que reforçam o revestimento. A célula reforçada é revestida por uma estrutura completa de membros estruturais. Diferentes partes da mesma fuselagem podem pertencer a qualquer das 3 classes, porém a maioria das aeronaves é considerada semimonocoque.

### Tipo Semimonocoque

A fuselagem semimonocoque é construída primariamente de ligas de alumínio e magnésio, apesar de encontrarmos aço e titânio em áreas expostas a altas temperaturas. As cargas primárias de flexão são suportadas pelas longarinas, que geralmente se estendem através de diversos pontos de apoio. As longarinas são suplementadas por outros membros longitudinais chamados de vigas de reforço. As vigas de reforço são mais numerosas e mais leves que as longarinas. Os membros estruturais verticais são chamados de paredes, cavernas e falsas nervuras. Os membros mais pesados estão localizados a intervalos, para suportar as cargas concentradas e em pontos onde são usados encaixes para fixar outras unidades, tais como asas, motores e estabilizadores. A fig. 1-7 mostra uma forma de desenho atual de semimonocoque.

As vigas de reforço são menores e mais leves que as longarinas e servem como preenchimentos. Elas possuem alguma rigidez, mas são principalmente usadas para dar forma e para fixar o revestimento. As fortes e pesadas longarinas prendem as paredes e as falsas nervuras e estas, por sua vez, prendem as vigas de reforço. Tudo isso junto forma a estrutura rígida da fuselagem.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-7 Membros estruturais da fuselagem.

Geralmente há pouca diferença entre alguns anéis, cavernas e falsas nervuras. Um fabricante pode chamar um esteio de falsa nervura, enquanto um outro pode chamar o mesmo tipo de esteio de anel ou caverna. As especificações e instruções do fabricante de um modelo específico de aeronave são os melhores guias.

As vigas de reforço e as longarinas evitam que a tensão e a compressão flexionem a fuselagem. As vigas de reforço, são geralmente peças inteiriças de liga de alumínio e são fabricadas em diversos formatos por fundição, extrusão ou modelagem. As longarinas, tal como as vigas de reforço são feitas de liga de alumínio, contudo elas tanto podem ser ou não inteiriças.

Só os membros estruturais discutidos não conseguem dar resistência a uma fuselagem. Eles precisam primeiramente serem unidos através de placas de reforço, rebite, porcas e parafusos, ou parafusos de rosca soberba para metais. As placas de reforço (fig. 1-7) são um tipo de conexão. Os escoramentos entre as longarinas são geralmente chamados de membros da armação. Eles podem ser instalados na vertical ou na diagonal.

O revestimento metálico é rebitado às longarinas, paredes e outros membros estruturais, e suporta parte do esforço. A espessura do revestimento da fuselagem varia de acordo com o esforço a ser suportado e com os estresses de um local em particular.

Há inúmeras vantagens em se usar uma fuselagem semimonocoque. As paredes, cavernas, vigas de reforço e longarinas facilitam o desenho e a construção de uma fuselagem aerodinâmica e aumentam a resistência e rigidez da estrutura. A principal vantagem, contudo, reside no fato de que ela não depende de uns poucos membros para resistência e rigidez. Isso significa que uma fuselagem semimonocoque, devido a sua construção, pode suportar danos consideráveis e ainda ser forte o suficiente para se manter unida.

As fuselagens são geralmente construídas em duas ou mais seções. Em aeronaves

pequenas, são geralmente feitas em duas ou três seções, enquanto em aeronaves maiores são feitas de diversas seções.

Um acesso rápido aos acessórios e outros equipamentos montados na fuselagem é dado através de numerosas portas de acesso, placas de inspeção, compartimentos de trens de pouso e outras aberturas. Os diagramas de manutenção mostrando o arranjo do equipamento e localização das janelas de acesso são supridos pelo fabricante no manual de manutenção da aeronave.

### Sistema de Numeração das Localizações

Há diversos sistemas de numeração em uso para facilitar a localização de específicas cavernas de asa, paredes de fuselagem, ou quaisquer membros estruturais de uma aeronave.

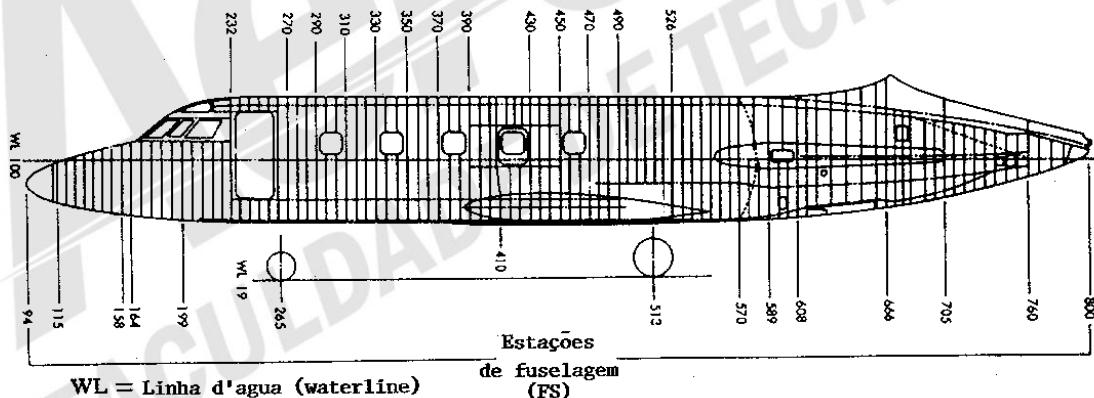
A maioria dos fabricantes usam um sistema de marcação de estações, por exemplo, o nariz da aeronave pode ser designado estação zero, e todas as demais estações são localizadas a distâncias medidas em polegadas a partir da estação zero. Sendo assim, quando se lê em um esquema "Caverna de fuselagem na estação 137", essa caverna em particular pode ser localizada 137 polegadas atrás do nariz da aeronave. Um diagrama de estações típico é apresentado na fig. 1-8.

Para localizar as estruturas à direita ou esquerda da linha central de uma aeronave, muitos fabricantes consideram a linha central como sendo a estação zero para a localização à direita ou esquerda.

Com um tal sistema as cavernas do estabilizador podem ser identificadas como sendo tantas polegadas à direita ou à esquerda da linha central da aeronave.

O sistema de numeração do fabricante aplicável e as designações abreviadas ou símbolos, devem sempre ser revisados antes de tentar localizar um membro estrutural.

A lista a seguir inclui os tipicamente usados por muitos fabricantes.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-8 Estações da fuselagem.

- (1) *Estação de fuselagem* (Fus. Sta. ou F.S.) - são numeradas em polegadas de um referencial ou ponto zero, conhecido como DATUM. O DATUM é um plano vertical imaginário no/ou próximo ao nariz do avião, a partir do qual todas as distâncias são medidas. A distância até um determinado ponto é medida em polegadas paralelamente à linha central, que estende-se através da aeronave, do nariz até o centro do cone de cauda. Alguns fabricantes chamam a estação de fuselagem de estação de corpo (body station) abreviado B.S.
- (2) *Linha de albeta* (Buttock line - B.L.) - é uma medida de largura à esquerda ou à direita da linha central e paralela à mesma.
- (3) *Linha d'água* (Water line - W.L.) - é a medida de altura em polegadas, perpendicularmente a um plano horizontal localizado a uma determinada distância em polegadas, abaixo do fundo da fuselagem da aeronave.
- (4) *Estação de aileron* (A.S.) - é medida de fora para dentro, paralelamente à lateral interna do aileron, perpendicularmente à longarina traseira da asa.
- (5) *Estação de flape* (F.S.) - é medida perpendicularmente à longarina traseira da asa e paralelamente à lateral interna do flape, de fora para dentro.
- (6) *Estação de nacele* (N.C. OU Nac. Sta.) - é medida tanto à frente como atrás da longarina dianteira da asa, perpendicularmente à linha d'água designada.

Além das estações listadas acima, usa-se ainda outras medidas, especialmente em aeronaves de grande porte. Ou seja, pode haver estações de estabilizador horizontal (H.S.S.), estações do estabilizador vertical (V.S.S.) ou estações de grupo motopropulsor (P.P.S.). Em todos os casos, a terminologia do fabricante e o sistema de localização de estações deve ser consultado antes de se tentar localizar um ponto em uma determinada aeronave.

#### **1.4 ESTRUTURA ALAR**

As asas de uma aeronave são superfícies desenhadas para produzir sustentação quando movidas rapidamente no ar. O desenho particular para uma dada aeronave depende de uma série de fatores, tais como: tamanho, peso, aplicação da aeronave, velocidade desejada em voo e no pouso e razão de subida desejada. As asas de uma aeronave de asas fixas são chamadas de asa esquerda e asa direita, correspondendo à esquerda e à direita do piloto, quando sentado na cabine.

As asas da maioria das aeronaves atuais são do tipo cantilever, ou seja, elas são construídas sem nenhum tipo de escoramento externo. O revestimento faz parte da estrutura da asa e suporta parte dos estresses da asa. Outras asas de aeronaves possuem suportes externos (montantes, estais, etc.) para auxiliar no suporte da asa e das cargas aerodinâmicas e de pouso. Tanto as ligas de alumínio como as de magnésio são utilizadas na construção de asas. A estrutura

interna consiste de longarinas e vigas de reforço no sentido da envergadura e nervuras e falsas nervuras no sentido da corda (do bordo de ataque para o bordo de fuga). As longarinas são os membros estruturais principais da asa. O revestimento é preso aos membros internos e poderá suportar parte dos estresses da asa. Durante o voo, cargas aplicadas, impostas à estrutura primária da asa atuam primariamente sobre o revestimento. Do revestimento elas são transmitidas para as nervuras, e das nervuras para as longarinas. As longarinas suportam toda a carga distribuída e também os pesos concentrados, tais como a fuselagem, o trem de pouso e, em aeronaves multimotoras, as naceles ou "pylons".

A asa, como também a fuselagem, pode ser construída em seções. Um tipo muito usado compõe-se de uma seção central com painéis externos e pontas de asa. Outro arranjo pode conter projeções da fuselagem, como partes integrantes da asa, ao invés da seção central.

As janelas de inspeção e portas de acesso são geralmente localizadas na superfície inferior da asa (intradorso). Há também drenos na superfície inferior, para escoar a umidade que se condensa ou os fluidos. Em algumas aeronaves há até locais onde se pode andar sobre a asa, em outras, há pontos para apoio de macacos sob as asas.

Diversos pontos nas asas são localizados através do número da estação. A estação de asa zero (W.S. 0.0) está localizada na linha central da fuselagem e todas as estações de asa são medidas a partir daí, em direção às pontas, em polegadas.

Geralmente a construção de uma asa baseia-se em um dos 3 tipos fundamentais: (1) monolongarina, (2) multilongarina, ou (3) viga em caixa. Os diversos fabricantes podem adotar modificações desses tipos básicos.

A asa monologarina incorpora apenas um membro longitudinal principal em sua construção. As nervuras ou paredes suprem o contorno ou formato necessário ao aerofólio. Apesar do tipo estreitamente monolongarina não ser comum, esse tipo de desenho, modificado pela adição de falsas longarinas, ou de membros leves ao longo do bordo de fuga, como suporte para as superfícies de controle, é às vezes utilizado.

A asa multilongarina incorpora mais de um membro longitudinal principal em sua construção. Para dar contorno à asa, inclui-se geralmente nervuras e paredes.

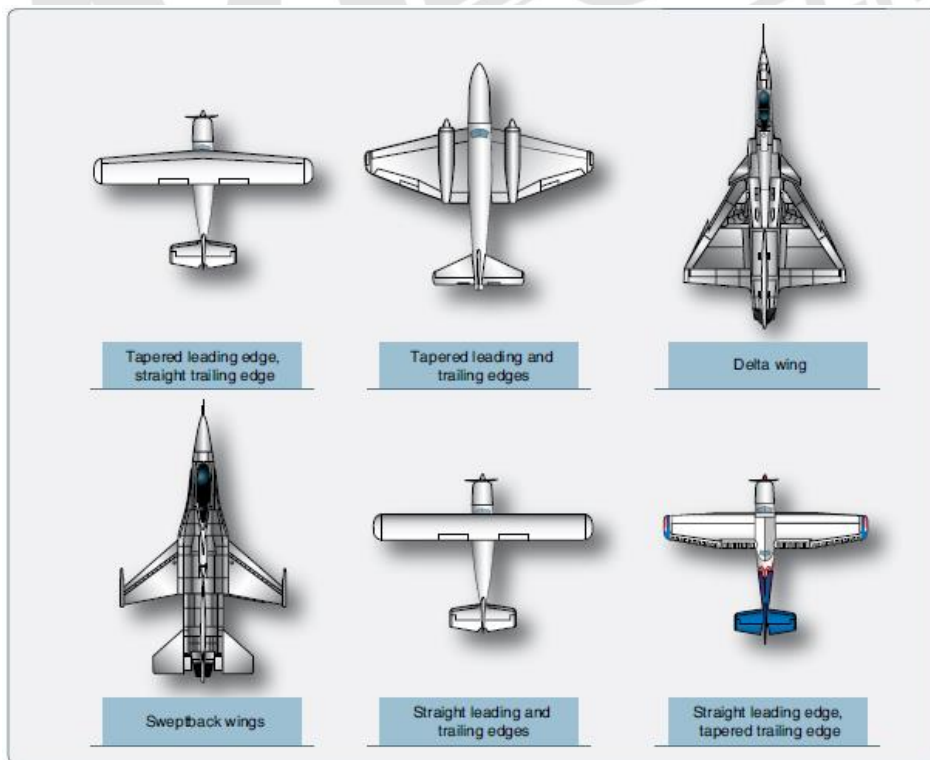
A asa do tipo viga em caixa (caixa central) utiliza dois membros longitudinais principais com paredes de conexão para dar maior resistência e fazer o contorno de asa. Pode-se usar uma chapa corrugada entre as paredes e o revestimento externo liso para que possa suportar melhor as cargas de tensão e compressão. Em alguns casos, usa-se reforçadores pesados ao invés das chapas corrugadas. Às vezes usa-se uma combinação de chapas corrugadas na superfície superior, e reforçadores, na superfície inferior.

## Configurações de Asas

Dependendo das características de voo desejadas, as asas serão construídas em diferentes formas e tamanhos. A fig. 1-9 mostra alguns dos tipos de bordos de ataque e de fuga.

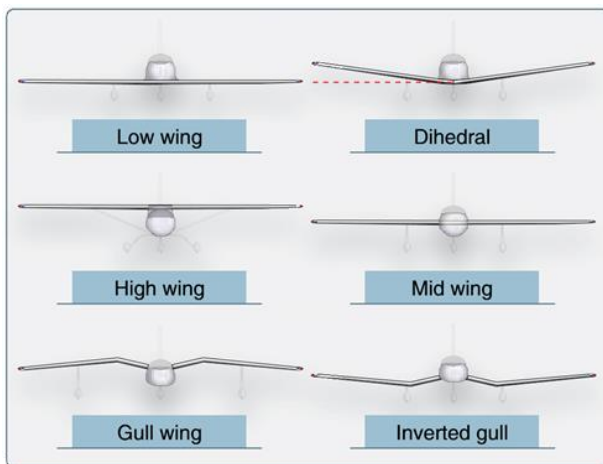
Além da configuração dos bordos de ataque e fuga, as asas são também desenhadas para prover certas características de voo desejáveis, tais como grande sustentação, balanceamento ou estabilidade. A fig. 1-10 mostra alguns formatos comuns de asas.

Certas características da asa causarão outras variações no projeto. A ponta de asa pode ser quadrada, redonda ou até mesmo pontuda. Ambos, o bordo de ataque e o de fuga, podem ser retos ou curvos. Em adição, a asa pode ser afilada, de forma que a corda nas pontas seja menor que na raiz da asa. Muitos tipos de aeronaves modernas utilizam asas enflechadas para trás (fig. 1-9).



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-9 Formatos típicos de bordos de ataque e de fuga de asas.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-10 Formatos comuns de asas.

### Longarinas de Asa

As principais partes estruturais de uma asa são as longarinas, as nervuras ou paredes, e as vigas de reforço ou reforçadores, como mostrado na figura 1-11.

As longarinas são os principais membros estruturais da asa. Elas correspondem às longarinas da fuselagem. Correm paralelamente ao eixo lateral, ou em direção às pontas da asa e, são geralmente presas à fuselagem, através das ferragens da asa, de vigas ou de um sistema de armação metálica.

As longarinas de madeira podem ser classificadas geralmente em 4 tipos diferentes, de acordo com a configuração de sua seção transversal.

Como mostrado na fig.1-12, elas podem ser parcialmente ocas, no formato de uma caixa, sólidas ou laminadas, retangulares, ou em forma de "I".

As longarinas podem ser feitas de madeira ou metal, dependendo do critério de desenho de uma determinada aeronave.

A maioria das aeronaves recentemente produzidas utiliza longarinas de alumínio sólido extrudado ou pequenas extrusões de alumínio rebitadas juntas para formar uma longarina.

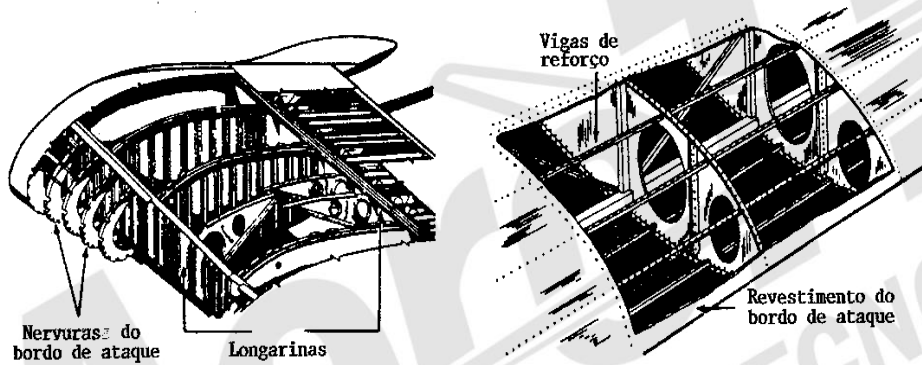
O formato da maioria das longarinas de madeira é mostrado na fig. 1-12. O formato retangular, fig. 1-12A, pode ser sólido ou laminado. A fig. 1-12B, é uma viga "I", que foi desbastada lateralmente, para reduzir seu peso, mantendo uma resistência adequada. A longarina em caixa, fig. 1-12C, é construída em compensado e espruce sólido.

A longarina "I", fig. 1-12D, pode ser construída em madeira ou em alumínio extrudado. A construção de uma longarina "I" geralmente consiste de uma armação (uma placa) e algumas ripas, que são extrudadas ou em ângulo.



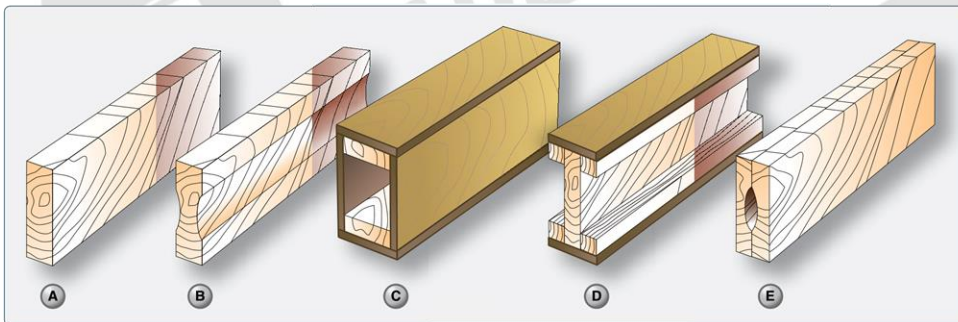
A armação forma o corpo principal da longarina. As ripas podem ser extrusões, ângulos formados ou aplainadas, e são presas à armação.

Esses membros suportam os esforços de flexão da asa e também formam uma base para fixação do revestimento. Um exemplo de longarina oca ou internamente rebaixada é mostrada na figura 1-12E.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-11 Construção interna das asas.

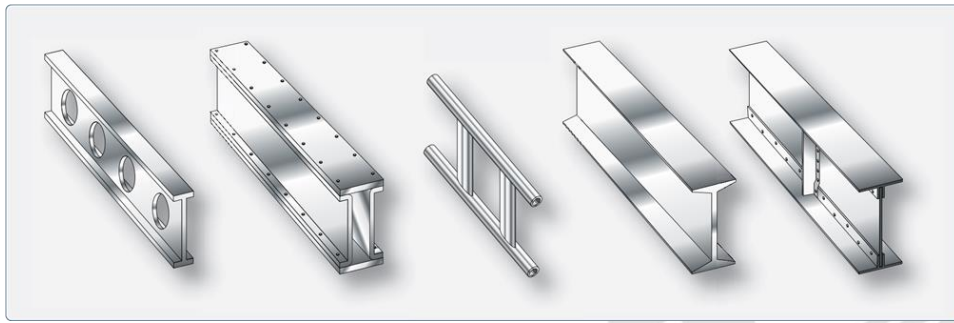


Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-12 Configuração das seções em corte de longarinas típicas de madeira.

A figura 1-13 mostra as configurações de algumas longarinas metálicas. A maioria das longarinas metálicas são feitas de seções de liga de alumínio extrudado, com seções da armação de liga de alumínio, rebitadas a ela para dar maior resistência.

Apesar dos formatos da fig. 1-13 serem os mais comuns, a configuração da longarina pode assumir muitas formas. Por exemplo, uma longarina pode ser feita a partir de uma placa ou de uma armação.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-13 Formatos de longarinas metálicas.

A placa de armação (fig.1-14) consiste de uma placa sólida com reforçadores verticais que aumentam a resistência da armação.

Algumas longarinas são construídas de forma diversa. Uma não possuem reforçadores, outras possuem furos flangeados para reduzir o peso. A figura 1-15 mostra uma longarina de armação metálica, feita com uma cobertura superior, uma cobertura inferior e tubos de conexão vertical e diagonal.

Uma estrutura pode ser desenhada de forma a ser considerada à prova de falha. Em outras palavras, se um dos membros de uma estrutura complexa falhar, algum outro membro assumirá sua carga.

Uma longarina construída à prova de falha é mostrada na figura 1-16. Essa longarina é constituída de duas seções.

A seção superior consiste de uma cobertura rebitada à placa de armação.

A seção inferior é uma extensão simples, consistindo de uma chapa e uma armação.

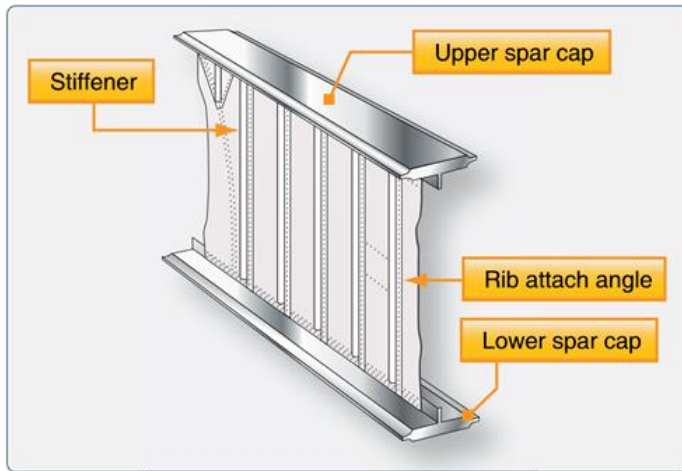
Essas duas seções são unidas para formar a longarina.

Se qualquer uma dessas seções falhar, a outra seção ainda consegue suportar a carga, a qual é o dispositivo à prova de falha.

Via de regra, uma asa possui duas longarinas. Uma delas é geralmente localizada próximo ao bordo de ataque da asa, e a outra fica normalmente a 2/3 da distância até o bordo de fuga.

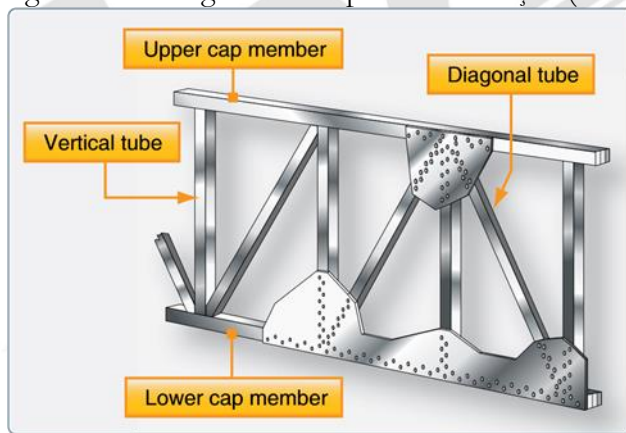
Qualquer que seja o tipo, a longarina é a parte mais importante da asa.

Quando outros membros estruturais da asa são submetidos a carga, eles transferem a maioria do estresse resultante às longarinas da asa.



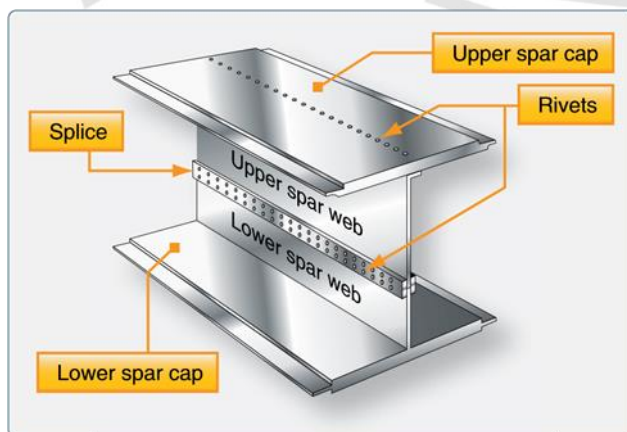
Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-14 Longarina com placa de armação (alma)



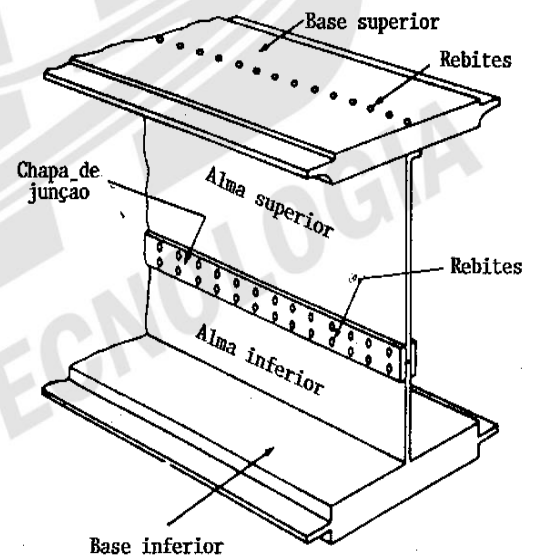
Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-15 Longarina de asa em treliça.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

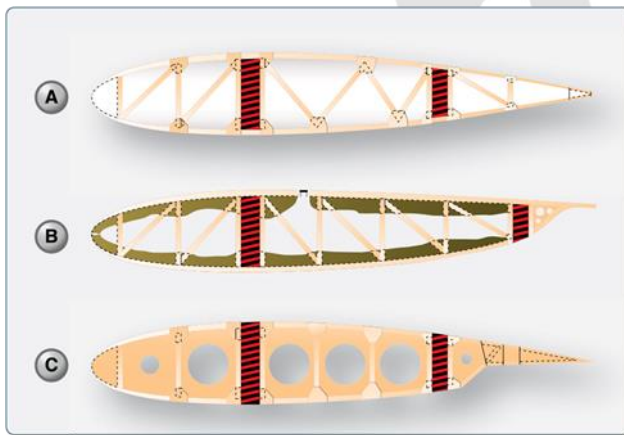
Figura 1-16 Longarina de asa de construção a prova de falhas.



## Nervuras de Asa

Nervuras são membros estruturais que compõem a armação da asa. Elas geralmente estendem-se do bordo de ataque até a longarina traseira ou até o bordo de fuga. São as nervuras que dão à asa sua curvatura e transmitem os esforços do revestimento e reforçadores para as longarinas. As nervuras são utilizadas também em ailerons, profundores, lemes e estabilizadores.

As nervuras são fabricadas em madeira ou metal. Tanto as metálicas como as de madeira são utilizadas com longarinas de madeira, enquanto apenas as nervuras de metal são usadas nas longarinas metálicas. A fig.1-17 mostra algumas nervuras típicas geralmente confeccionadas em espruce.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-17 Nervuras típicas de madeira.

Os tipos mais comuns de nervuras de madeira são a armação de compensado, a armação leve de compensado e o tipo treliça. Desses 3 tipos, o tipo treliça é o mais eficiente, porém não tem a simplicidade dos outros tipos.

A nervura de asa mostrada na fig. 1-17A é do tipo treliça, com cantoneiras de compensado em ambos os lados da nervura e uma cobertura contínua ao redor de toda a nervura.

Essas coberturas são geralmente feitas do mesmo material da nervura. Elas reforçam e fortalecem a nervura e fornecem uma superfície de fixação para o revestimento.

Uma nervura leve de compensado é mostrada na fig. 1-17B. Nesse tipo, a cobertura pode ser laminada, especialmente no bordo de ataque. A fig. 1-17C mostra uma nervura com uma cantoneira contínua, que dá um suporte extra a toda a nervura com um reduzido acréscimo de peso.

Uma cantoneira contínua reforça a cobertura da nervura. Ela ajuda a prevenir empenamentos e melhora a junção colada entre a nervura e o revestimento, pois pode-se adicionar pequenos pregos, uma vez que esse tipo de nervura resiste melhor que as outras à utilização de

pregos.

As cantoneiras contínuas são mais fáceis de lidar que a grande quantidade de pequenas cantoneiras necessárias anteriormente.

A figura 1-18 mostra a estrutura básica longarina/nervura, de uma asa de madeira, junto com outros membros estruturais.

Além das longarinas dianteira e traseira, a fig. 1-18 mostra uma longarina de aileron ou falsa longarina. Esse tipo de longarina estende-se por apenas uma parte da envergadura e dá suporte às dobradiças do aileron.

Vários tipos de nervuras estão também ilustrados na fig. 1-18. Em adição à nervura de asa, às vezes chamada de "nervura plana", ou mesmo "nervura principal", aparecem também nervuras dianteiras e nervuras traseiras. Uma nervura dianteira também é chamada falsa nervura, uma vez que ela geralmente estende-se de um bordo de ataque até a longarina dianteira ou um pouco além. As nervuras dianteiras dão ao bordo de ataque a necessária curvatura e suporte. A nervura de asa, ou nervura plana, estende-se desde o bordo de ataque da asa até a longarina traseira e, em alguns casos, até o bordo de fuga da asa. A nervura traseira é normalmente a seção mais estressada, na raiz da asa, próxima ao ponto de fixação da asa à fuselagem. Dependendo de sua localização e método de fixação, uma nervura traseira pode ser chamada de nervura parede ou de compressão, caso ela seja desenhada para absorver cargas de compressão que tendem a unir as longarinas da asa.

Uma vez que as nervuras têm pouca resistência lateral, elas são reforçadas em algumas asas através de fitas entrelaçadas acima e abaixo das seções da nervura para evitar movimento lateral.

Os estais de arrasto e de antiarrasto (figura 1-18) cruzam-se entre as longarinas para formar uma armação resistente às forças que atuam sobre a asa no sentido da corda da asa. Esses estais também são conhecidos como tirante ou haste de tensão. Os cabos projetados para resistir às forças para trás são conhecidos como estais de arrasto. Os estais de antiarrasto resistem às forças para a frente, na direção da corda da asa.

Os encaixes de fixação da asa, mostrados na fig. 1-18, dão um meio de fixar a asa à fuselagem da aeronave.

A ponta de asa é geralmente uma unidade removível, parafusada às extremidades do painel da asa. Uma das razões é a vulnerabilidade a danos, especialmente durante o manuseio no solo e no taxiamento.

A fig. 1-19 mostra uma ponta de asa removível, de uma aeronave de grande porte. A ponta de asa é construída de liga de alumínio.

Sua cobertura é fixada através de parafusos de cabeça escareada e, presa às longarinas em quatro pontos, por parafusos de 1/4 pol. O bordo de ataque da ponta de asa é aquecido pelo duto de antigelo. O ar quente é liberado através de uma saída na superfície superior da ponta

de asa. As luzes de navegação são fixadas no centro da ponta de asa e geralmente não são avistadas diretamente da cabine de comando.

Para verificar o funcionamento da luz de navegação, antigamente se usava uma vareta de lucite que levava a luz até o bordo de ataque. Hoje em dia usa-se uma placa de acrílico transparente que se ilumina e é facilmente visualizado da cabine.

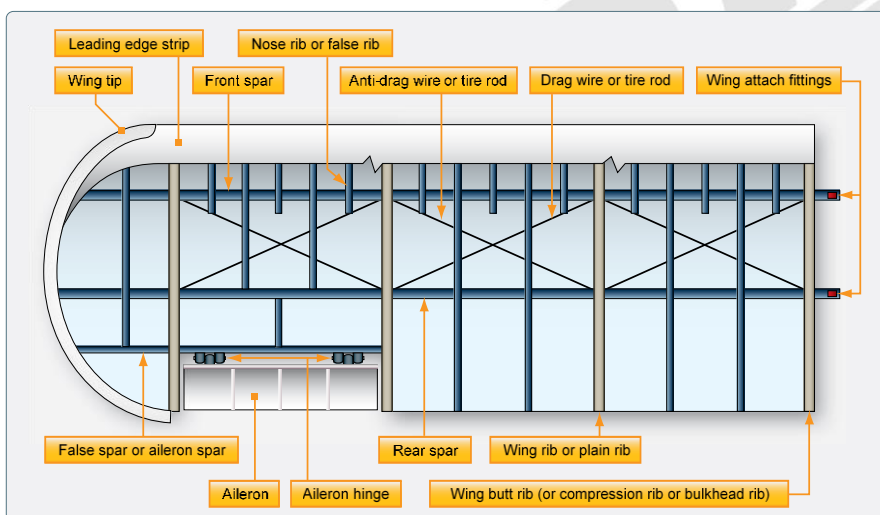
A fig. 1-20 ilustra uma vista da seção transversal de uma asa metálica cantilever. A asa é feita de longarinas, nervuras e revestimento superior e inferior. Com poucas exceções, as asas desse tipo são de revestimento trabalhante (o revestimento faz parte da estrutura da asa e suporta parte dos estresses da asa).

Os revestimentos superior e inferior da asa são formados por diversas seções integralmente reforçadas.

Esse tipo de construção permite a instalação de células de combustível de borracha ou pode ser selado para suportar o combustível sem as células ou tanques usuais. Esse tipo de asa com tanque integral é conhecida como "asa molhada", e é a mais utilizada nos modernos aviões.

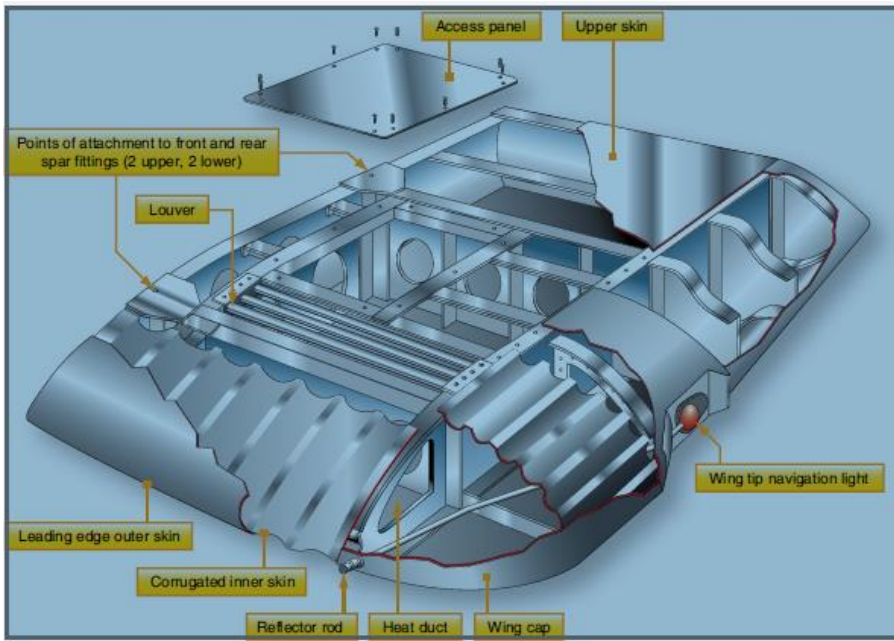
Uma asa que utiliza uma longarina em caixa é mostrada na fig. 1-21. Esse tipo de construção não apenas aumenta a resistência e reduz o peso, mas também possibilita a asa servir como tanque de combustível quando adequadamente selada.

Tanto os materiais formados por sanduíche de colmeia de alumínio, como os de colmeia de fibra de vidro, são comumente usados na construção de superfícies de asa e de estabilizadores, paredes, pisos, superfícies de comando e compensadores.

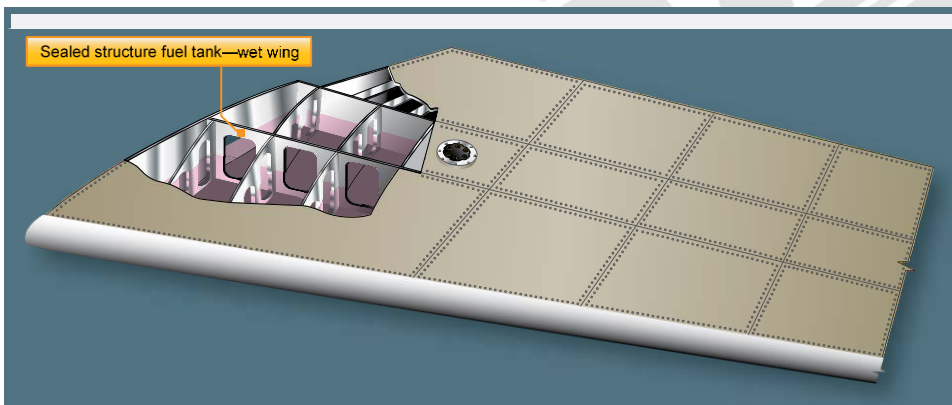
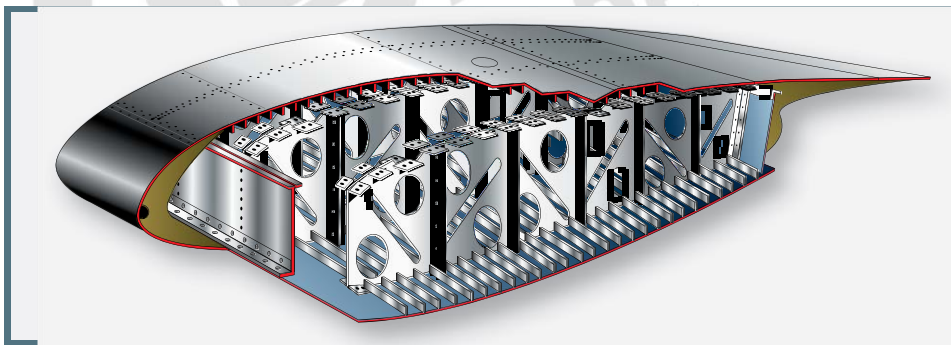


Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-18 Estrutura básica longarina/nervura de uma asa de madeira.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*  
Figura 1-19 Ponta removível de uma asa.



FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-20 Asa metálica com revestimento reforçado.

Figura 1-21 Asa com longarina em caixa.

O sanduíche (honeycomb) de alumínio é feito de um núcleo de colmeia de folha de alumínio, colada entre duas chapas de alumínio. O sanduíche de fibra de vidro consiste de um

núcleo de colmeia colado entre camadas.

Na construção de estruturas de aeronaves de grande porte, e também em algumas aeronaves de pequeno porte, a estrutura em sanduíche utiliza tanto o alumínio como materiais plásticos reforçados. Os painéis de colmeia são geralmente núcleos celulares leves colocados entre dois finos revestimentos tais como o alumínio, madeira ou plástico.

O material de colmeia para aeronaves é fabricado em diversos formatos, mas geralmente tem espessura constante ou afilada. Um exemplo de cada um é mostrado na fig. 1-22.

A fig. 1-23 mostra uma vista da superfície superior de uma aeronave de grande porte de transporte a jato. Os vários painéis fabricados em colmeia são mostrados pelas áreas hachuradas.

Um outro tipo de construção é apresentado na fig. 1-24. Neste caso a estrutura em sanduíche do bordo de ataque da asa é colada à longarina metálica. Nessa figura também aparece o painel de degelo integralmente colado.

### **1.5 NACELES OU CASULOS**

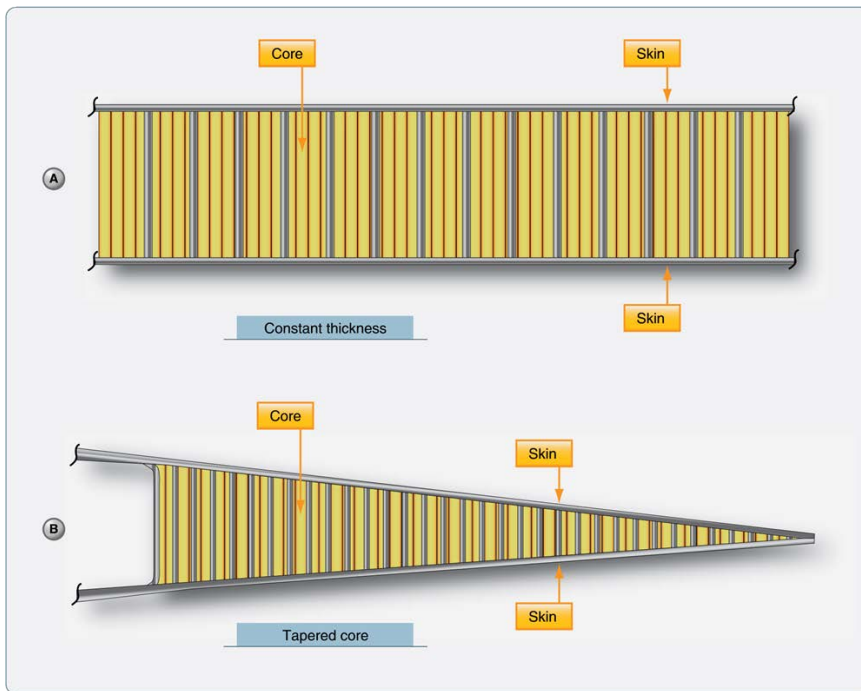
As naceles ou casulos são compartimentos aerodinâmicos usados em aeronaves multimotoras, com o fim primário de alojar os motores.

Possuem formato arredondado ou esférico e geralmente estão localizados abaixo, acima ou no bordo de ataque da asa.

No caso de um monomotor, o motor é geralmente montado no nariz da aeronave, e a nacele é uma extensão da fuselagem.

Uma nacele de motor consiste de revestimento, carenagens, membros estruturais, uma parede-de-fogo e os montantes do motor. O revestimento e as carenagens cobrem o exterior da nacele. Ambos são geralmente feitos de folha de liga de alumínio, aço inoxidável, magnésio ou titânio. Qualquer que seja o material usado, o revestimento é geralmente fixado através de rebites ao berço do motor.





Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-22 Seções de colmeia de espessura constante e afilada.

A armação geralmente consiste de membros estruturais semelhantes aos da fuselagem. Ela contém membros que se estendem no sentido do comprimento, tais como as longarinas e reforçadores, e membros que se estendem no sentido da largura e verticalmente, tais como as paredes, cavernas e falsas nervuras.

Uma nacele também contém uma parede-de-fogo que separa o compartimento do motor do resto da aeronave. Essa parede é normalmente feita em chapa de aço inoxidável, ou em algumas aeronaves de titânio.

Um outro membro da nacele são os montantes, ou berço do motor. O berço é geralmente preso à parede de fogo, e o motor é fixado ao berço por parafusos, porcas e amortecedores de borracha que absorvem as vibrações. A fig. 1-25 mostra exemplos de um berço semimonocoque e um berço de tubos de aço usado em motores convencionais.

Os berços são projetados para suprir certas condições de instalação, tais como a localização e o método de fixação do berço e as características do motor que ele deverá suportar. Um berço é geralmente construído como uma unidade que pode ser rapidamente e facilmente separada do resto da aeronave.

Os berços são geralmente fabricados em tubos soldados de aço cromo/molibdênio, e fusões de cromo / níquel / molibdênio são usadas para os encaixes expostos a altos estresses.

Para reduzir a resistência ao avanço em voo, o trem de pouso da maioria das aeronaves leves ou de grande porte é retrátil (movido para o interior de naceles aerodinâmicas). A parte da

aeronave que aloja o trem de pouso é chamada nacelle do trem.

## Carenagens

O termo carenagem geralmente aplica-se à cobertura removível daquelas áreas onde se requer acesso regularmente, tais como motores, seções de acessórios e áreas de berço ou da parede de fogo.

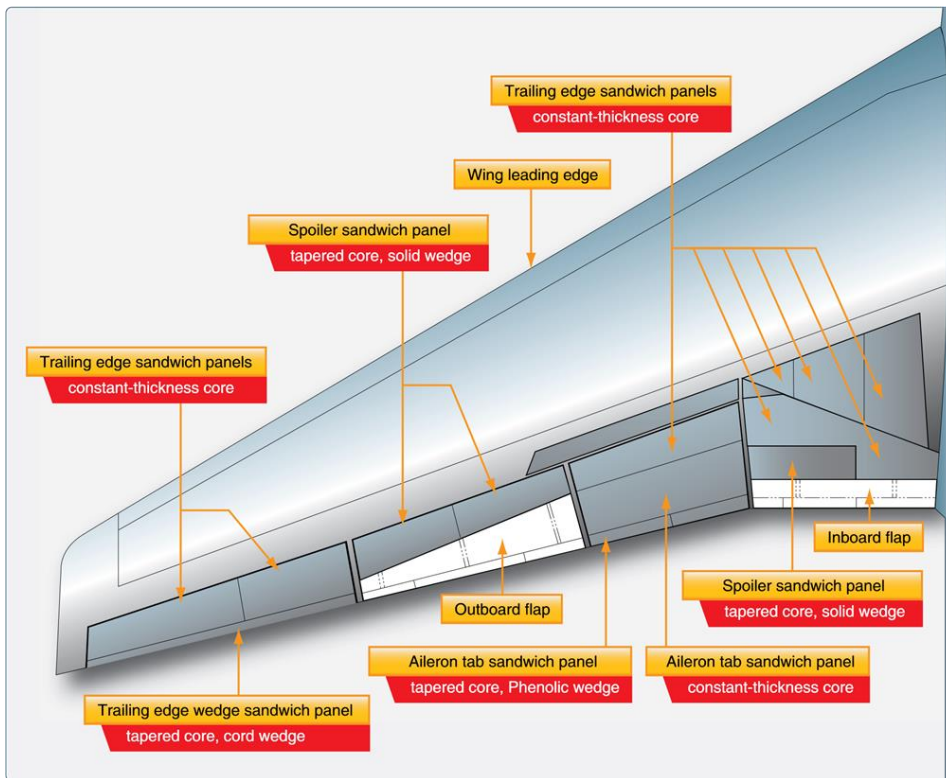
A fig. 1-26 mostra uma vista explodida das partes que compõem a carenagem de um motor a pistões opostos horizontalmente, utilizado em aeronaves leves.

Alguns motores convencionais de grande porte são alojados em carenagem tipo "gomos de laranja". Os painéis de carenagem são presos à parede de fogo por montantes que também servem como dobradiças quando a carenagem é aberta (fig. 1-27).

Os montantes da carenagem inferior são presos às dobradiças por pinos que travam automaticamente no lugar, mas podem ser removidos por um simples puxão de um anel. Os painéis laterais são mantidos abertos por pequenas hastes. O painel superior é mantido aberto por uma haste maior, e o painel inferior é seguro na posição "aberto" através de um cabo e uma mola.

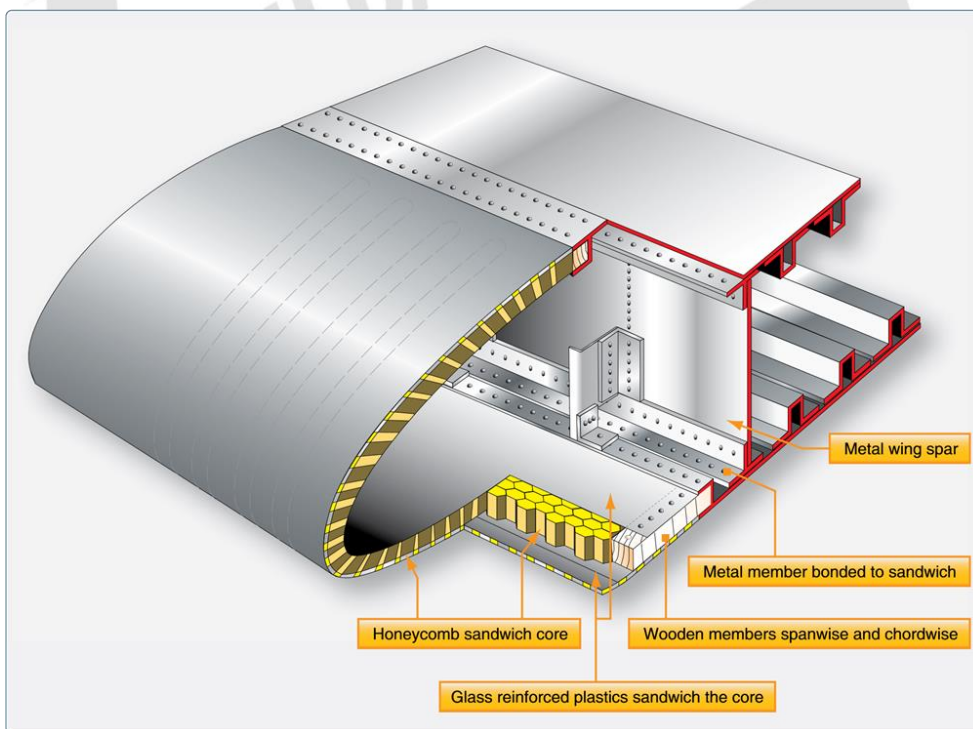
Todos os 4 painéis são travados na posição "fechado" por linguetas de travamento, que são presas fechadas através de travas de segurança com mola. As carenagens são geralmente construídas em liga de alumínio. Contudo, geralmente usa-se aço inoxidável no revestimento interno traseiro da seção de potência, para flapes de arrefecimento e próximo às aberturas dos flapes de arrefecimento e também para dutos de refrigeração de óleo.

Nas instalações de motores a jato, as carenagens são desenhadas de forma bem alinhada com o fluxo de ar sobre os motores para protegê-los contra danos. O sistema completo de carenagens inclui uma carenagem de nariz, carenagens superior e inferior com dobradiças removíveis e um painel de carenagem fixo. Um arranjo típico de carenagem superior e inferior com dobradiça é mostrado na fig. 1-28.



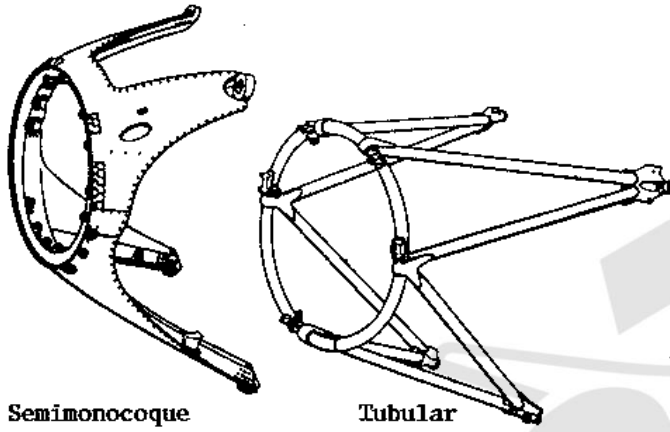
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-23 Construção em colmeia da asa de uma grande aeronave a jato.



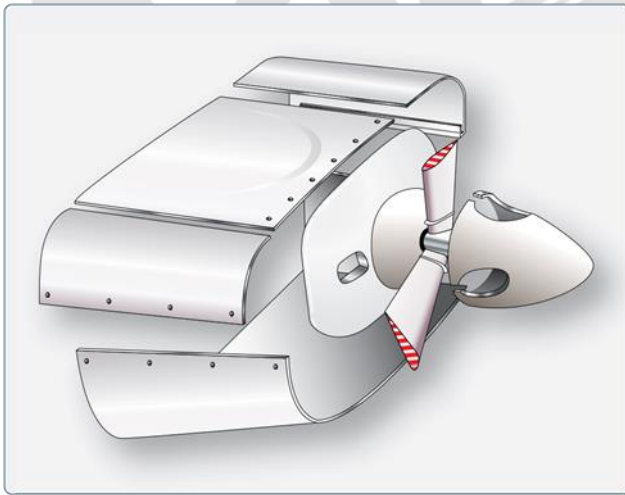
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-24 Bordo de ataque com estrutura em sanduíche colada na longarina.



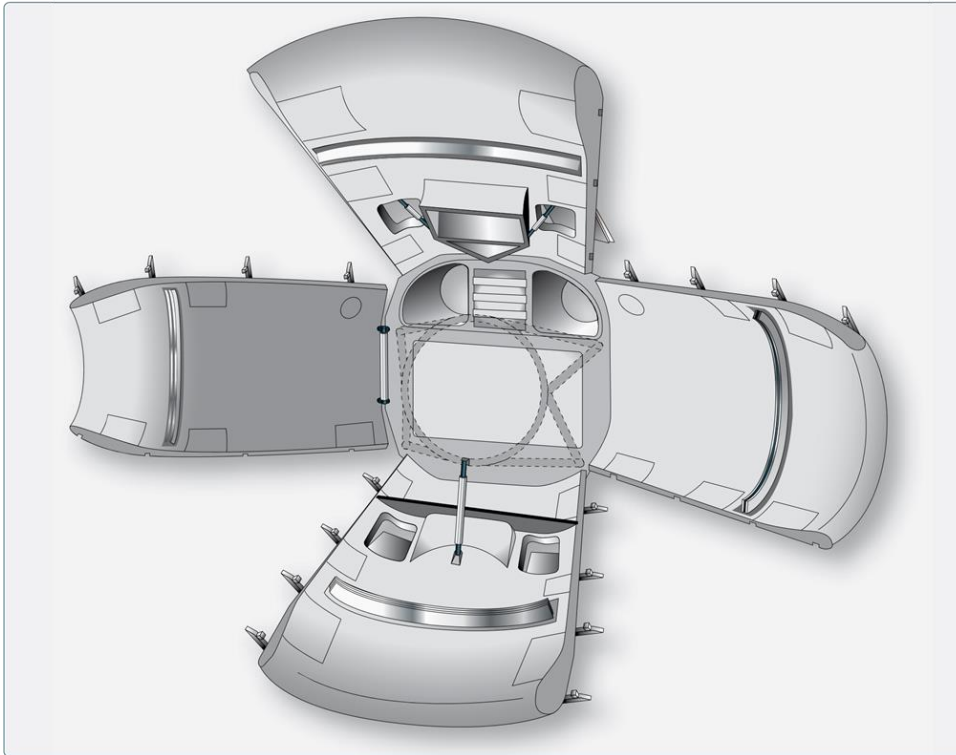
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-25 Berços de motor semimonocoque e de tubos de aço soldados.



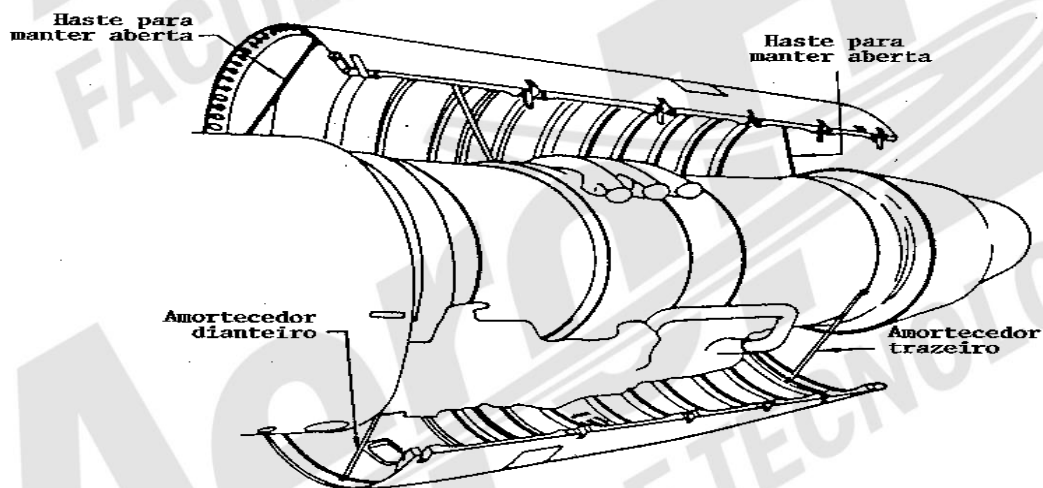
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-26 Carenagem para motor de cilindros horizontais opostos.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-27 Carenagem de motor na posição aberta (tipo “casca de laranja”).



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-28 Carenagem de motor a jato com dobradiça lateral.

A empenagem é também conhecida como seção de cauda e, na maioria das aeronaves, consiste de um cone de cauda, superfícies fixas e superfícies móveis.

O cone de cauda serve para fechar e dar um acabamento aerodinâmico à maioria das fuselagens.

O cone é formado por membros estruturais (fig. 1-29) como os da fuselagem. Contudo, sua construção é geralmente mais leve, uma vez que recebe menor estresse que a fuselagem.

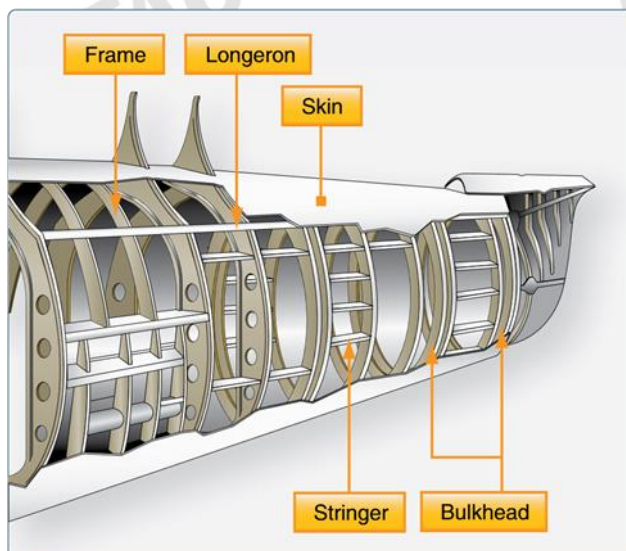
Outros componentes de uma típica empenagem são mais pesados que o cone de cauda.

São eles, as superfícies fixas que estabilizam a aeronave e as superfícies móveis que ajudam a direcionar o voo da aeronave. As superfícies fixas são o estabilizador horizontal e o estabilizador vertical. As superfícies móveis são o leme e os profundos.

A fig. 1-30 mostra como as superfícies verticais são construídas, utilizando longarinas, nervuras, reforçadores e revestimento da mesma maneira que na asa.

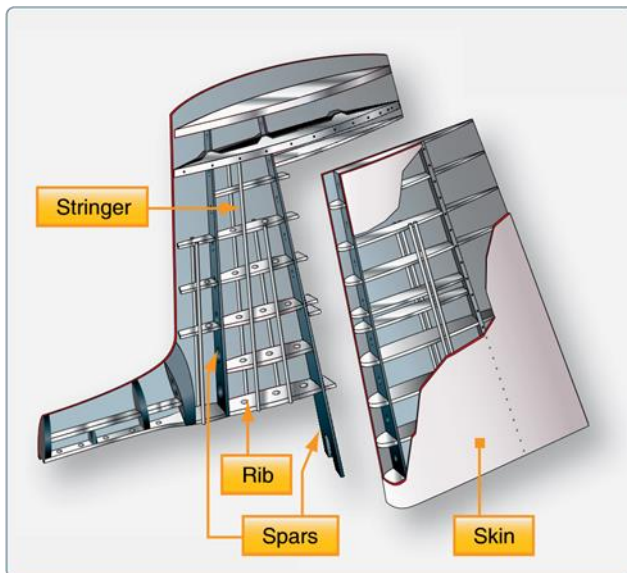
O estresse em uma empenagem também é suportado como em uma asa. As cargas de flexão, torção e cisalhamento, criadas pelo ar, passam de um membro estrutural para o outro.

Cada membro absorve parte do estresse e passa o restante para os outros membros. A sobrecarga de estresse eventualmente alcança as longarinas, que transmitem-na à estrutura da fuselagem.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-29 A fuselagem termina em um cone traseiro.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-30 Características de construção do estabilizador vertical e do leme de direção.

## 1.7 SUPERFÍCIES DE CONTROLE DE VOO

O controle direcional de uma aeronave de asa fixa ocorre ao redor dos eixos lateral, longitudinal e vertical, através das superfícies de controle de voo. Esses dispositivos de controle são presos a dobradiças ou superfícies móveis, através das quais a atitude de uma aeronave é controlada durante decolagens, voos e nos pousos. Elas geralmente são divididas em dois grandes grupos: as superfícies primárias ou principais e as superfícies auxiliares.

O grupo primário de superfícies de controle de voo consiste de ailerons, profundores e lemes. Os ailerons são instalados no bordo de fuga das asas. Os profundores são instalados no bordo de fuga do estabilizador horizontal.

O leme é instalado no bordo de fuga do estabilizador vertical.

As superfícies primárias de controle são semelhantes em construção e variam em tamanho, forma e método de fixação. Quanto à construção, as superfícies de controle são semelhantes às asas, totalmente metálicas. Elas são geralmente construídas em liga de alumínio, com uma única longarina ou tubo de torque. As nervuras são presas à longarina nos bordos de fuga e ataque, e são unidas por uma tira de metal. As nervuras, em muitos casos, são feitas de chapas planas. Raramente são sólidas e, geralmente são estampadas no metal, com furos para reduzir o seu peso.

As superfícies de controle de algumas aeronaves antigas são recobertas de tela. Contudo, todas as aeronaves a jato possuem superfícies metálicas devido à maior necessidade de resistência.

As superfícies de controle previamente descritas podem ser consideradas convencionais, porém em algumas aeronaves, uma superfície de controle pode ter um duplo propósito. Por

exemplo, um conjunto de comandos de voo, os elevons, combinam as funções dos ailerons e dos profundores. Os flapeerons são ailerons que também agem como flapes. Uma seção horizontal de cauda móvel é uma superfície de controle que atua tanto como estabilizador horizontal quanto como profundor.

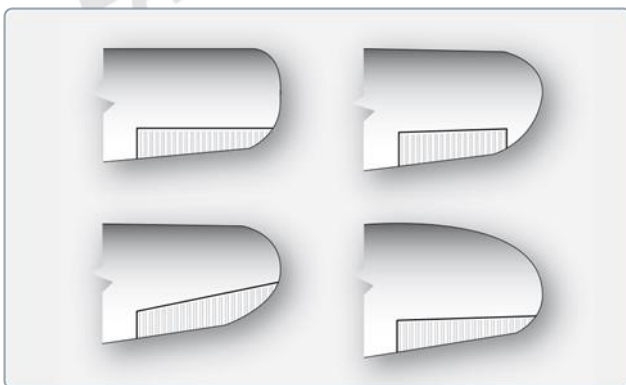
O grupo das superfícies de comando secundárias ou auxiliares consiste de superfícies como os compensadores, painéis de balanceamento, servo compensadores, flapes, “spoilers” e dispositivos de bordo de ataque. Seu propósito é o de reduzir a força requerida para atuar os controles primários, fazer pequenas compensações e balancear a aeronave em voo, reduzir a velocidade de pouso ou encurtar a corrida de pouso e mudar a velocidade da aeronave em voo.

Eles geralmente estão fixados ou encaixados nos comandos primários de voo.

### Ailerons

Os ailerons são as superfícies primárias de controle em voo que fazem parte da área total da asa. Eles se movem em um arco preestabelecido e são geralmente fixados por dobradiça à longarina do aileron ou à longarina traseira da asa. Os ailerons são operados por um movimento lateral do manche, ou pelo movimento de rotação do volante.

Numa configuração convencional, um aileron é articulado ao bordo de fuga de cada uma das asas. A fig. 1-31 mostra o formato e a localização dos ailerons típicos aplicados em aeronaves de pequeno porte, nos diversos tipos de ponta de asa.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

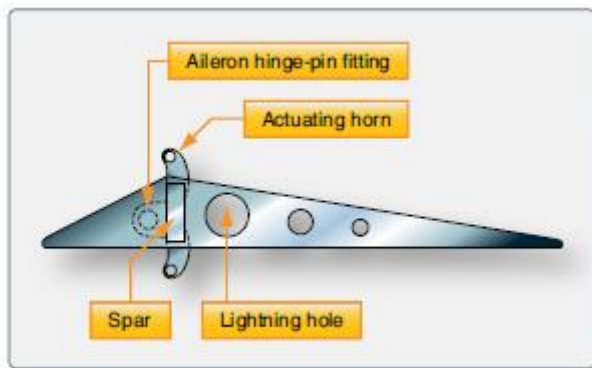
Figura 1-31 Localização do aileron nos diversos tipos de ponta de asa.

Os ailerons são interconectados no sistema de controle, de forma que se movam simultaneamente em direções opostas. Quando um aileron move-se para aumentar a sustentação naquele lado da fuselagem, o aileron do lado oposto da fuselagem move-se para cima, para reduzir a sustentação em seu lado. Essas ações opostas resultam na maior produção de sustentação em um dos lados da fuselagem que no outro, resultando em um movimento controlado



de rolamento devido a forças aerodinâmicas desiguais nas asas.

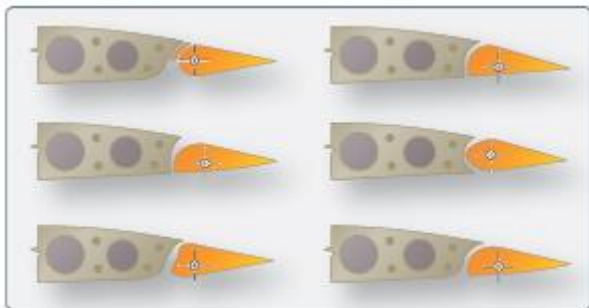
Uma vista lateral de uma nervura metálica típica de um aileron é mostrada na fig.1-32. O ponto de articulação desse tipo de aileron é atrás do bordo de ataque para melhorar a resposta sensitiva ao movimento dos controles. Os braços de atuação presos à longarina do aileron são alavancas às quais são ligados os cabos de comando.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-32 Vista da nervura final do aileron.

As aeronaves de grande porte usam geralmente ailerons completamente metálicos, exceto quanto ao bordo de fuga, que pode ser de fibra de vidro, articulados à longarina traseira da asa em pelo menos quatro pontos. A figura 1-33 mostra diversos exemplos de instalações de aileron.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-33 Diversas localizações da articulação dos ailerons.

Todas as superfícies de comando de grandes aeronaves a jato são mostradas na figura 1-34.

Como ilustrado, cada asa possui dois ailerons, um montado na posição convencional na parte externa do bordo de fuga da asa, e outro conectado ao bordo de fuga da asa na seção central.

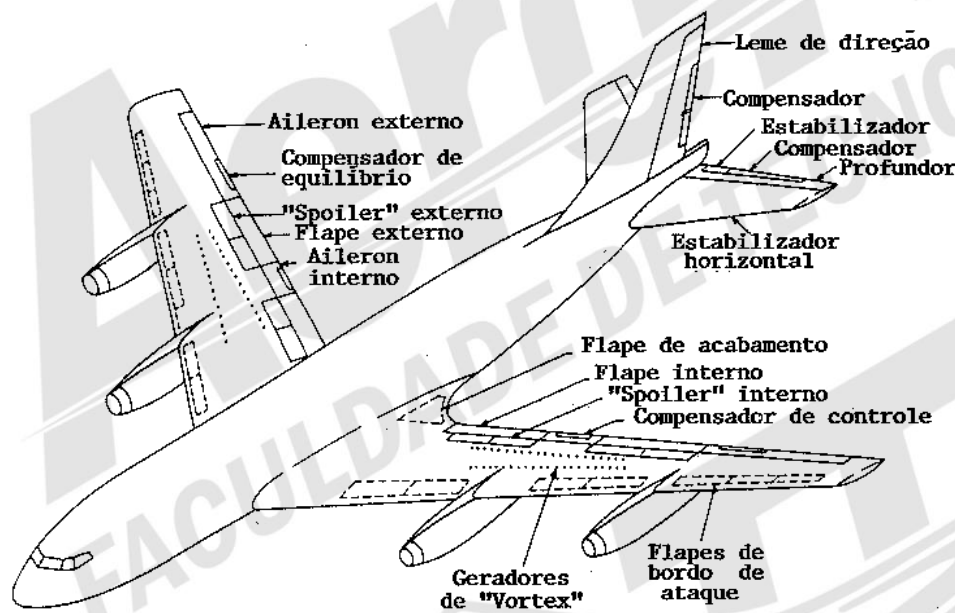
O complexo sistema de controle lateral das grandes aeronaves a jato é muito mais sofisticado que o tipo usado em aeronaves leves. Durante o voo a baixa velocidade, todas as superfícies de controle lateral operam para gerar estabilidade máxima. Isso inclui os quatro ailerons, flapes e “spoilers”.

No voo a alta velocidade, os flapes são recolhidos e os ailerons externos são travados na posição neutra.

A maior parte da área do revestimento dos ailerons internos é constituída de painéis de colmeia de alumínio.

As bordas expostas da colmeia são cobertas com selante e com o acabamento protetor. O bordo de ataque se afila e se estende à frente da linha de articulação do aileron.

Cada aileron interno é posicionado entre os flapes internos e externos, no bordo de fuga da asa. Os suportes da articulação do aileron, estendem-se para trás, e são fixados aos olhais de articulação do aileron para suportá-los.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-34 Superfícies de controle de uma grande aeronave a jato

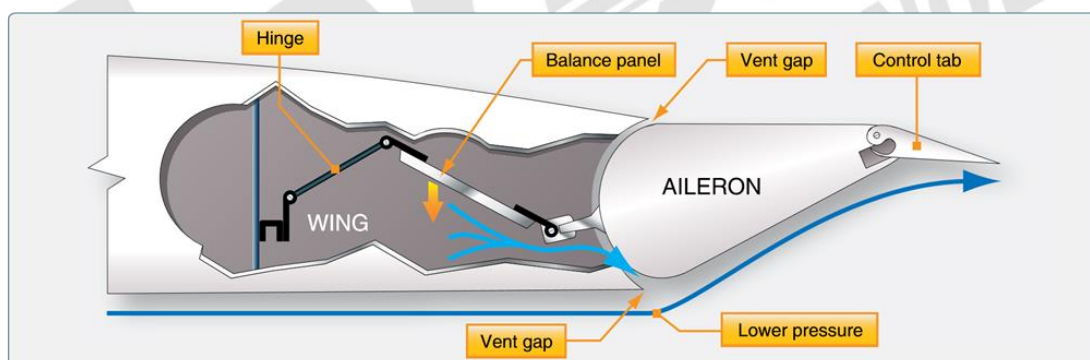
Os ailerons externos consistem de uma longarina de nariz e de nervuras, recobertas com painéis de colmeia de alumínio. Uma dobradiça contínua presa à borda dianteira do nariz é encaixada de forma a coincidir com a bainha de um selo de tecido.

Os ailerons externos estão localizados no bordo de ataque da seção externa da asa. Os suportes da dobradiça estendem-se a partir da parte traseira da asa e são fixados à dobradiça do aileron, para suportá-lo. O nariz do aileron estende-se para uma câmara de balanceamento na asa e é fixado aos painéis de balanceamento.

Os painéis de balanceamento do aileron (fig. 1-35) reduzem a força necessária para posicionar e manter os ailerons em uma determinada posição. Os painéis de balanceamento podem ser feitos de revestimento em colmeia de alumínio com estrutura de alumínio, ou com revestimento de alumínio e reforçadores. A abertura entre o bordo de ataque do aileron e a estrutura da asa, gera

um fluxo de ar controlado, necessário ao funcionamento dos painéis de balanceamento. Selos fixos aos painéis controlam a fuga do ar.

A força do ar que atua nos painéis de balanceamento (fig. 1-35) dependerá da posição do aileron. Quando os ailerons são movidos durante o voo, cria-se uma pressão diferencial sobre os painéis de balanceamento. Essa pressão diferencial age nos painéis de balanceamento, numa direção que ajuda o movimento do aileron. Toda a força dos painéis de balanceamento não é requerida para pequenos ângulos de movimento dos ailerons, visto que o esforço necessário para girar os controles é pequeno. Uma sangria de ar controlada é progressivamente reduzida à medida que o ângulo de atuação dos ailerons é reduzido. Essa ação aumenta a pressão diferencial de ar sobre os painéis de balanceamento à medida que os ailerons se afastam da posição neutra. A carga crescente nos painéis de balanceamento contraria a carga crescente nos ailerons.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-35 Balanceamento do aileron.

## Superfícies Auxiliares das Asas

Os ailerons são as superfícies primárias de voo das asas. As superfícies auxiliares incluem os flapes de bordo de fuga, os flapes de bordo de ataque, os freios de velocidade, os “spoilers” e os “slats” de bordo de ataque. O número e o tipo de superfícies auxiliares em uma aeronave variam muito, dependendo do tipo e tamanho da aeronave.

Os flapes de asa são usados para dar uma sustentação extra à aeronave.

Eles reduzem a velocidade de pouso, encurtando assim a distância de pouso, para facilitar o pouso em áreas pequenas ou obstruídas, pois permite que o ângulo de planeio seja aumentado sem aumentar muito a velocidade de aproximação.

Além disso, o uso dos flapes durante a decolagem reduz a corrida de decolagem.

A maioria dos flapes são conectados às partes mais baixas do bordo de fuga da asa, entre os ailerons e a fuselagem. Os flapes de bordo de ataque também são usados, principalmente em grandes aeronaves que voam a alta velocidade.

Quando eles estão recolhidos, eles se encaixam nas asas e servem como parte do bordo de fuga da asa.

Quando eles estão baixados ou estendidos, pivoteiam nos pontos de articulação e formam um ângulo de aproximadamente 45° ou 50° com a corda aerodinâmica da asa. Isso aumenta a cambra da asa e muda o fluxo de ar gerando maior sustentação.

Alguns tipos comuns de flapes são mostrados na figura 1-36.

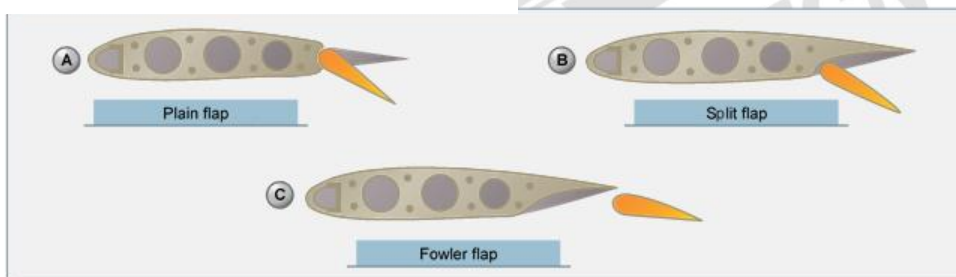
O flape simples (figura 1-36A) forma o bordo de fuga da asa quando recolhido. Ele possui tanto a superfície superior como a inferior do bordo de fuga da asa.

O flape vertical simples (fig. 1-36B) fica normalmente alinhado com a cambra inferior da asa.

Ele assemelha-se ao flape simples, exceto pelo fato de que a cambra superior da asa estende-se até o bordo de fuga do flape e não se move. Geralmente esse tipo de flape não passa de uma chapa de metal presa por uma grande dobradiça.

As aeronaves que requerem uma área alar extra para ajudar na sustentação, geralmente utilizam flapes deslizantes ou "Fowler" (figura 1-36C).

Esse sistema, tal como no flape ventral, guarda o flape alinhado com a cambra inferior da asa. Mas ao invés do flape simplesmente cair preso por um ponto de articulação, seu bordo de ataque é empurrado para trás por parafusos sem fim.

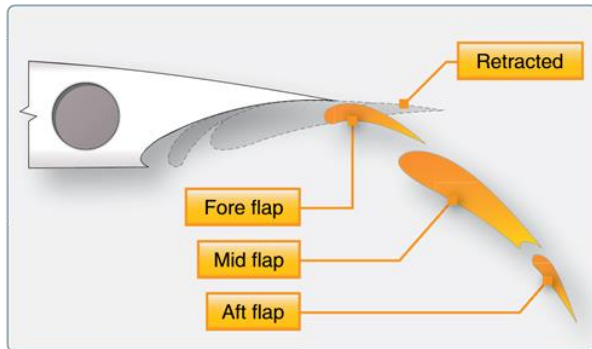


Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-36 Flapes das asas.

Essa atuação provoca um efeito normal do flape e, ao mesmo tempo, aumenta a área alar.

A fig. 1-37 mostra um exemplo de flape deslizante, com três fendas, usado em algumas aeronaves de grande porte a jato. Esse tipo gera grande sustentação, tanto na decolagem como no pouso. Cada flape consiste de um flape dianteiro, um flape central e um traseiro. O comprimento da corda de cada flape se expande à medida que este é estendido, aumentando em muito a sua área. As fendas entre os flapes evitam o descolamento do fluxo de ar sobre a área.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-37 Flape deslizante com três fendas.

O flape de bordo de ataque (fig. 1-38) é semelhante em operação ao flape simples, ou seja, ele é articulado pelo lado inferior, e quando atuado, o bordo de ataque da asa estende-se para baixo para aumentar a cambra da asa. Os flapes de bordo de ataque são utilizados em conjunto com outros tipos.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-38 Seção em corte de um flape de bordo de ataque.

A fig. 1-34 mostra a localização dos flapes de bordo de ataque em uma aeronave multimotora de grande porte a jato. Os três flapes do tipo "KRUGER" estão instalados em cada uma das asas. Eles são peças de magnésio fundidas e torneadas com nervuras e reforçadores integrais. A armação de magnésio fundido de cada um é o principal componente estrutural, e consiste de uma seção reta oca, chamada de tubo de torque que estende-se a partir da seção reta na extremidade dianteira.

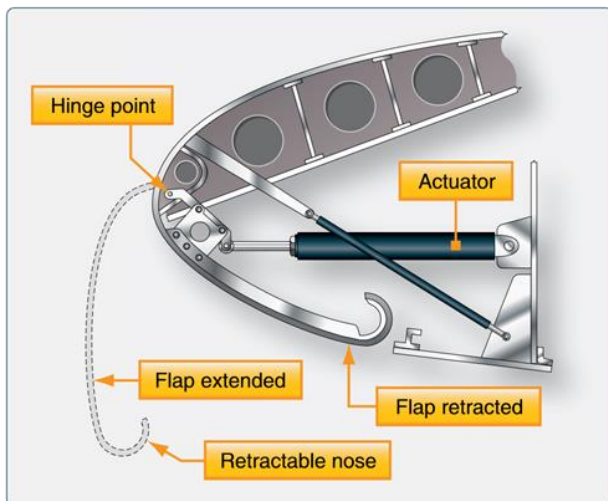
Cada flape de bordo de ataque possui três dobradiças tipo cotovelo (pescoço de ganso), presas a encaixes na parte fixa do bordo de ataque da asa, e há também uma carenagem para as articulações instalada no bordo de fuga de cada flape. A fig. 1-39 mostra um típico flape de bordo de ataque, recolhido com uma representação da posição estendida.

Os freios de velocidade, algumas vezes chamados flapes de mergulho, ou freios de

mergulho servem para reduzir a velocidade de uma aeronave em voo.

Esses freios são usados durante descidas íngremes ou durante a aproximação da pista para o pouso. Eles são fabricados em diferentes formas, e sua localização depende do desenho da aeronave e da finalidade dos freios.

Os painéis do freio podem localizar-se em certas partes da fuselagem ou sobre a superfície das asas.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-39 Flape de bordo de ataque.

Na fuselagem eles são pequenos painéis que podem ser estendidos no fluxo de ar suave para gerar turbulência e arrasto.

Nas asas, os freios podem ser canais de múltiplas seções que se estendem sobre e sob a superfície das asas para romper o fluxo suave do ar.

Geralmente os freios de velocidade são controlados por interruptores elétricos e atuados por pressão hidráulica.

Outro tipo de freio aerodinâmico é uma combinação de “spoiler” e freio de velocidade. Uma combinação típica consiste de “spoilers” localizados na superfície superior das asas à frente dos ailerons.

Quando o operador quer operar tanto os freios de velocidade como os “spoilers”, ele pode diminuir a velocidade de voo e também manter o controle lateral.

Os “spoilers” são superfícies auxiliares de controle de voo, montados na superfície superior de cada asa, e operam em conjunto com os ailerons, no controle lateral.

A maioria dos sistemas de “spoilers” também pode ser estendido simetricamente para servir como freio de velocidade. Outros sistemas contêm “spoilers” de voo e de solo separadamente.

A maioria dos “spoilers” consiste de estruturas de colmeia coladas em um revestimento de alumínio.

São fixados às asas através de encaixes articulados que são colados aos painéis de “spoiler”.

## Compensadores

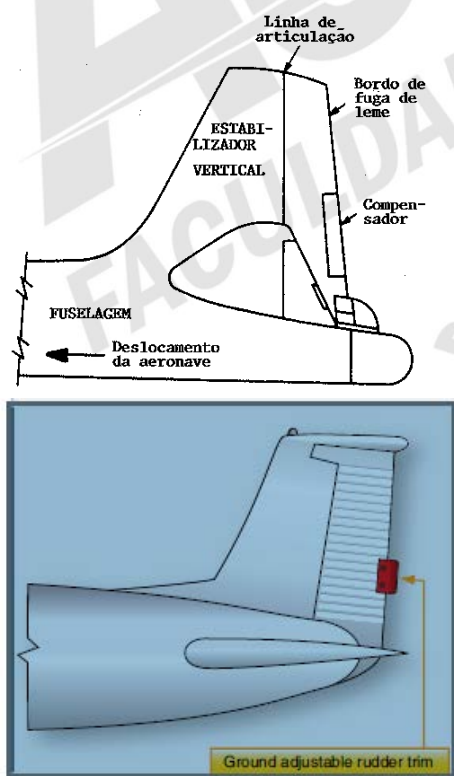
Um dos mais simples e importantes dispositivos auxiliares do piloto de uma aeronave é o compensador montado nas superfícies de comando.

Apesar do compensador não tomar o lugar da superfície de comando, ele é fixado a uma superfície de controle móvel e facilita seu movimento ou o seu balanceamento.

Todas as aeronaves, com exceção de algumas muito leves, são equipadas com compensadores que podem ser operados da cabine de comando.

Os compensadores de algumas aeronaves são ajustáveis apenas no solo.

A fig. 1-40 mostra a localização de um típico compensador de leme.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 1-40 Localização típica do compensador de controle do leme de direção.

O trem de pouso é o conjunto que suporta o peso da aeronave no solo e durante o pouso. Ele possui amortecedores para absorver os impactos do pouso e do táxi. Através de um mecanismo de retração, o trem de pouso fixa-se à estrutura da aeronave e permite ao trem estender e retrain. A arranjo do trem de pouso geralmente tem uma roda de bequilha ou de nariz.

Os arranjos com trem de nariz geralmente são equipados com controle direcional, e possuem algum tipo de proteção na cauda, como um patim ou um amortecedor de impacto (bumper).

Através de rodas e pneus (ou esquis), o trem de pouso forma um apoio estável com o solo durante o pouso e o táxi. Os freios instalados no trem de pouso permitem que a aeronave seja desacelerada ou parada durante a movimentação no solo.

### **1.9 REVESTIMENTO E CARENAGENS**

Quem dá o acabamento liso à aeronave é o revestimento. Ele cobre a fuselagem, as asas, a empenagem, as naceles e os compartimentos.

O material geralmente usado no revestimento de aeronaves é a chapa de liga de alumínio, com tratamento anticorrosivo. Em quantidade limitada usa-se também o magnésio e o aço inoxidável. As espessuras dos revestimentos de uma unidade estrutural podem variar, dependendo da carga e dos estresses impostos dentro e através de toda a estrutura.

Para suavizar o fluxo de ar sobre os ângulos formados pelas asas e outras unidades estruturais com a fuselagem, utilizam-se painéis estampados ou arredondados. Estes painéis ou revestimentos são chamados de carenagens. As carenagens são muitas vezes chamadas de acabamento. Algumas carenagens são removíveis para dar acesso aos componentes da aeronave, enquanto outras são rebitadas à estrutura da aeronave.

### **1.10 PORTAS E JANELAS DE ACESSO E INSPEÇÃO**

As portas de acesso permitem a entrada ou saída normal ou em emergência em uma aeronave. Elas também dão acesso aos pontos de lubrificação, abastecimento e dreno da aeronave. As janelas de inspeção dão acesso a partes particulares de uma aeronave durante sua inspeção ou manutenção. Podem ser presas por dobradiças ou totalmente removíveis. Elas são mantidas na posição fechada através de garras e travas, parafusos, dispositivos de soltura rápida ou presilhas. As janelas de acesso removíveis geralmente possuem um número que também é pintado no



compartimento que ela fecha. Outras têm impresso o nome do compartimento respectivo.

### **1.11 ESTRUTURAS DE HELICÓPTERO**

Tal como as fuselagens das aeronaves de asa fixa, as fuselagens de helicópteros podem ser formadas por uma treliça de tubos soldados ou alguma forma de construção monocoque.

Apesar de suas configurações de fuselagem variarem muito, a maioria das fuselagens de helicóptero utilizam membros estruturais semelhantes aos utilizados nas aeronaves de asas fixas.

Por exemplo, a maioria dos helicópteros possuem membros verticais como as paredes, falsas nervuras, anéis e cavernas. Eles também possuem membros longitudinais como vigas de reforço e longarinas.

Além disso, as placas de reforço, juntas e o revestimento, ajudam a manter os outros membros estruturais unidos.

As seções básicas de fuselagem e cone de cauda de um helicóptero típico são estruturas convencionais, metálicas e rebitadas incorporando paredes de liga de alumínio, vigas, canais e reforçadores.

Os painéis de revestimento que sofrem estresse podem ser lisos ou possuir rebordos. A parede de fogo e o compartimento do motor são geralmente de aço inoxidável. O cone de cauda é geralmente semimonocoque com paredes modeladas em alumínio, com longarinas extrudadas e painéis de revestimento, ou de tubos de aço soldados.

Os componentes estruturais maiores de um tipo de helicóptero são mostrados na figura 1-41.

Os membros da cauda de um helicóptero variam muito, dependendo do tipo e do desenho. Neste caso, o estabilizador está montado em um pilone.

Em outros casos, o estabilizador pode estar montado no cone de cauda do helicóptero ou na fuselagem. Em ambos os casos, tanto o pilone como o estabilizador contém membros estruturais de liga de alumínio com revestimento de liga de magnésio.

Os tipos de membros estruturais usados, contudo, variam muito. Um pilone geralmente possui paredes, falsas nervuras, cavernas, vigas de reforço e vigas, fazendo-o uma mistura de membros estruturais de asa e de fuselagem. O estabilizador geralmente é construído como uma asa, com nervuras e longarinas.

Em um helicóptero típico, a cauda, a fuselagem, e o cone de cauda são construídos em revestimento metálico trabalhante e membros metálicos de reforço. A cabine do helicóptero é normalmente de “plexiglass”, suportado por tubos de alumínio em alguns modelos.

A figura 1-42 mostra um grande helicóptero monomotor. Ele é totalmente metálico e é

basicamente composto de duas seções maiores, a cabine e o cone de cauda.

A seção da cabine é também dividida entre o compartimento de passageiros e o compartimento de carga, são nesses compartimentos que são transportados tripulação, passageiros, carga, tanque de combustível e óleo, controles e grupo motopropulsor.

Em helicópteros multimotores, os motores são geralmente montados em naceles diferentes.

Como mostrado na fig. 1-42, a seção traseira de um helicóptero típico, monomotor, consiste de um cone de cauda, a barbatana (FIN), alojamento da caixa de 45°, o pilone do rotor de cauda, e a carenagem do fim da cauda.

O cone de cauda é parafusado à traseira da seção dianteira e suporta o rotor de cauda, os eixos de acionamento do rotor de cauda, os estabilizadores, a caixa de 45° e o pilone do rotor de cauda. O cone de cauda é de liga de magnésio e liga de alumínio.

A caixa de 45° é parafusada ao fim do cone de cauda.

Os estabilizadores de compensação estendem-se em ambos os lados do cone de cauda à frente da caixa de 45°.

Os membros estruturais do helicóptero são para resistir a um determinado estresse. Um único membro da estrutura de um helicóptero pode estar sujeito a uma combinação de estresses.

Na maioria dos casos é preferível que os membros estruturais suportem esforços em suas extremidades que em suas laterais, ou seja, que seja submetido a tensão ou compressão ao invés de flexão.

Os membros são geralmente combinados a uma treliça que suporta as cargas finais. Em uma estrutura típica "Pratt", os membros longitudinais e verticais são tubos ou hastes capazes de suportar cargas de compressão.

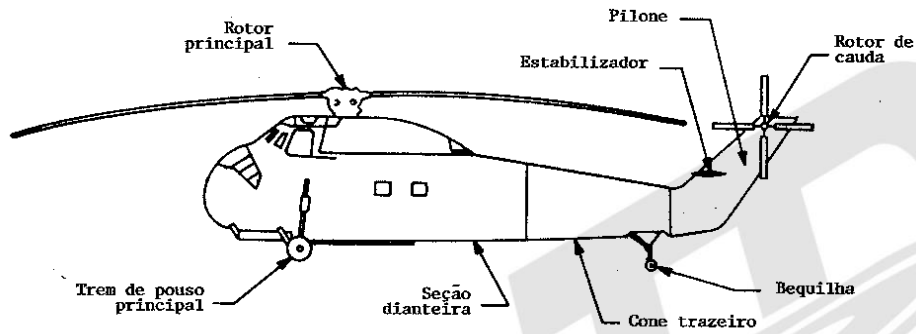
Os membros não estruturais que não são removíveis do helicóptero geralmente são fixados por rebiteagem ou por soldagem a ponto.

A rebiteagem é o método mais comum para a fixação de chapas de liga de alumínio. As partes que podem ser removidas da estrutura do helicóptero são geralmente parafusadas.

Usam-se materiais transparentes para os para-brisas e janelas e, às vezes, para cobrir partes que requeiram uma inspeção visual frequente.

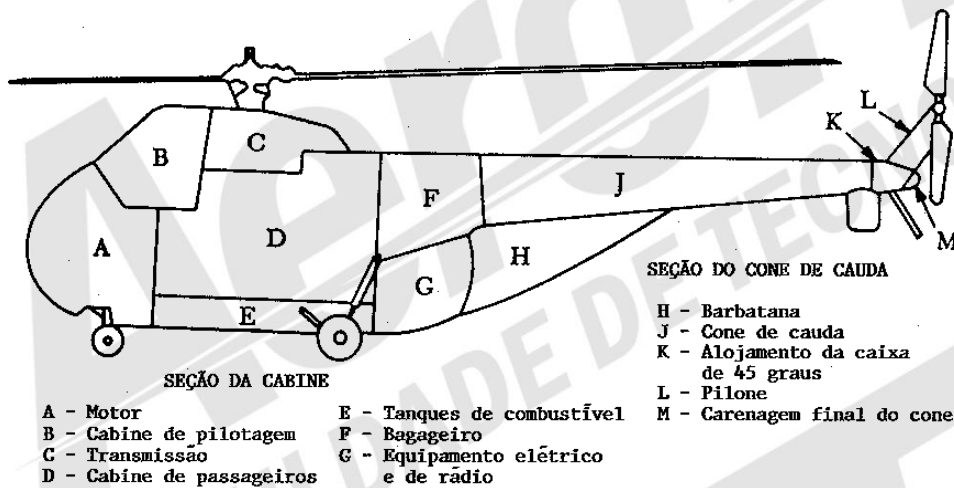
Peças de plástico transparente e vidro laminado são os materiais mais comumente usados.

Alguns fabricantes de helicópteros utilizam fibra de vidro como um substituto leve para certas partes metálicas, uma vez que a fibra de vidro é de fácil manuseio, possui um alto índice resistência/peso, e resiste ao mofo, à corrosão e ao apodrecimento por fungos.



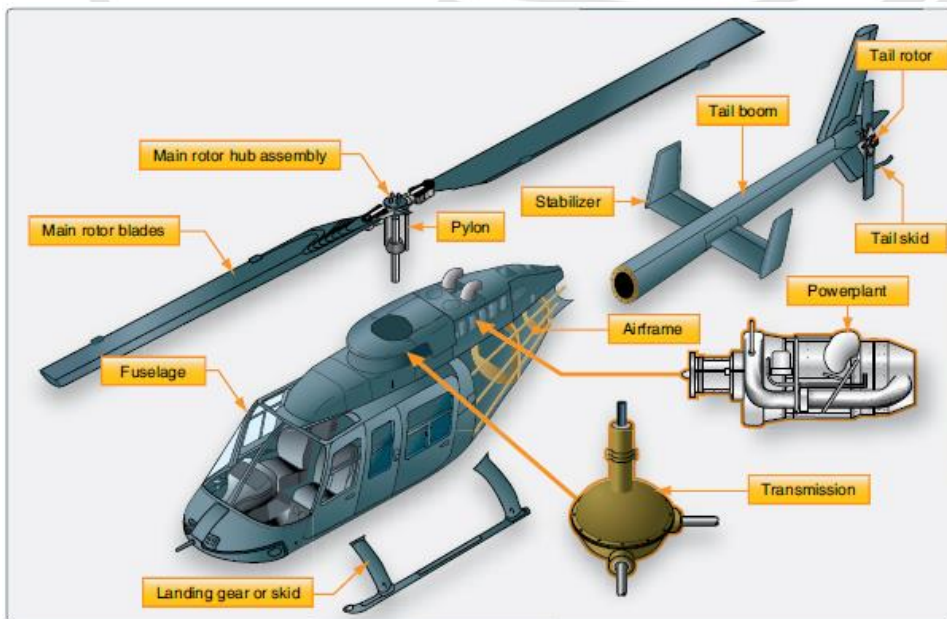
Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-41 Componentes estruturais de um helicóptero típico.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 1-42 Localização dos componentes principais de um helicóptero.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe





Fonte: [viagem.uol.com.br](http://viagem.uol.com.br)

## MÓDULO II

### MONTAGEM E ALINHAMENTO

#### INTRODUÇÃO

Caro aluno,

Este módulo inclui tanto montagem quanto alinhamento, uma vez que estas matérias estão diretamente relacionadas. A montagem envolve o ajuntamento das diversas seções componentes de uma aeronave, tal como seção da asa, unidades da empennagem, naceles e trem de pouso.

Alinhamento é o ajuste final das diversas seções componentes para proporcionar a reação aerodinâmica apropriada.

Vamos lá!

Duas considerações importantes em toda operação de montagem e alinhamento são: (1) Operação apropriada do componente quanto à sua função mecânica e aerodinâmica; e (2) manutenção da integridade estrutural da aeronave, através da utilização correta dos materiais, estrutura e dispositivos de segurança.

Montagem e alinhamento impróprios, podem resultar na exposição de determinados componentes em esforços, maiores do que aqueles para os quais eles foram projetados.

A montagem e o alinhamento devem ser feitos de acordo com os requisitos prescritos pelo fabricante da aeronave. Esses procedimentos são geralmente detalhados no manual de serviço, ou no de manutenção aplicável.

A especificação da aeronave ou a folha de dados de especificação de tipo, também proporcionam informações valiosas relativas ao controle.

O alinhamento dos sistemas de controle varia com cada tipo de aeronave, dessa forma, seria impraticável definir um procedimento preciso. Contudo, alguns princípios aplicam-se para todas as situações, e isso será discutido nesse capítulo.

É essencial que as instruções do fabricante da aeronave sejam seguidas, quando ajustando uma aeronave.

## **2.1 SISTEMAS DE CONTROLE DE VOO**

São usados, geralmente, três tipos de sistemas de controle: (1) a cabo; (2) por meio de hastes rígidas; e (3) sistema de tubo de torque. O sistema de cabo é extremamente mais utilizado porque as deflexões da estrutura, na qual está instalado, não afetam a sua operação. Muitas aeronaves incorporam sistemas de controle que são a combinação de todos os três tipos.

### **Ferragens do Sistema de Controle de Voo, Ligações Mecânicas e Mecanismos**

Os sistemas que operam as superfícies de controle de voo, ferragens, hastes de ligação e mecanismos. Esses itens conectam as superfícies de controle aos controles na cabine.

Incluídos nestes sistemas, estão conjuntos de cabos, guias de cabos, ligações, batentes ajustáveis, amortecedores das superfícies de controle ou mecanismos de travamento, unidades de reforço das superfícies de controle, atuadores operados por motores hidráulicos.

### **Conjunto de Cabos**

Um conjunto convencional de cabos consiste de cabo flexível, terminais (prensados na extremidade do cabo) para a ligação com outras unidades, e esticadores.

Em cada inspeção periódica regular, os cabos deverão ser inspecionados por quebra dos fios, passando um pano ao longo do seu comprimento e observando os pontos onde o pano fica preso.

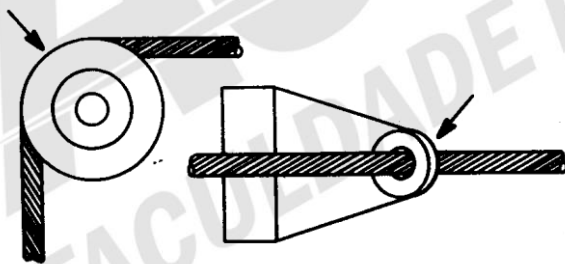
Para uma cuidadosa inspeção do cabo, movemos a superfície de controle para o seu limite extremo de curso. Isto permitirá a verificação das áreas do cabo na polia, guia do cabo e do tambor.

Se a superfície do cabo estiver corroída, aliviemos a tensão do cabo. Então, cuidadosamente forçamos a abertura do cabo distorcendo os fios, e inspecionamos o interior. A corrosão no interior dos fios do cabo é considerada como falha, devendo o cabo ser substituído.

Se não existir corrosão interna, removemos a corrosão externa com um trapo de pano grosso ou escova de fibra. Nunca devemos usar escovas de fios metálicos ou solventes para limpar o cabo. Escovas metálicas incrustadas com diferentes partículas metálicas poderão causar futuras corrosões.

Solventes removem o lubrificante interno do cabo, resultando também em futuras corrosões. Após a limpeza cuidadosa do cabo flexível, aplicamos um composto preventivo da corrosão. Esse composto preserva e lubrifica o cabo.

A ruptura dos fios ocorre mais frequentemente onde os cabos passam sobre polias, e através dos guias de cabo. Pontos típicos de quebra são mostrados na figura 2-1. Os cabos de controle e arames deverão ser substituídos, se estiverem desgastados, distorcidos, corroídos ou com outro tipo de avaria.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Fig. 2-1 Pontos típicos de ruptura de cabos.

Cabos revestidos são usados ao longo de algumas das grandes aeronaves. Eles consistem de cabos de aço flexível, convencionais, envolvidos em um tubo de alumínio prensado para prender o cabo em seu interior.

A construção do cabo revestido tem certas vantagens. As mudanças de tensão devido a temperatura, são menores do que nos cabos convencionais. Além disso, a quantidade de estiramento em uma determinada carga, é menor do que a que ocorre com o cabo convencional.

Os cabos revestidos devem ser substituídos quando a cobertura estiver desgastada, expondo fios com desgaste, quebrada, ou apresentando pontos de desgaste causados pelo atrito com os pinos guia dos cabos.

## Esticadores

O esticador é um dispositivo usado nos sistemas de cabo de controle para o ajuste da tensão do cabo. A parte central do esticador possui rosca esquerda interna em uma das extremidades e rosca direita, também interna, na outra extremidade. Quando ajustando a tensão do cabo, os terminais são aparafusados em igual distância, em ambos os finais, na parte central.

Após o ajuste do esticador, ele deverá ser frenado.

## Conectores de Cabo

Em adição aos esticadores, conectores de cabo são usados em alguns sistemas. Esses conectores permitem que um cabo seja rapidamente conectado ou desconectado de um sistema. A figura 2-2 ilustra um tipo usado de conector de cabo. Esse tipo é conectado ou desconectado pela compressão da mola.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-2 Conector de cabo do tipo mola.

## 2.2 SISTEMAS DE CONTROLE OPERADOS HIDRAULICAMENTE

Como a velocidade dos mais recentes modelos de aeronaves aumentou, a atuação dos controles em voo ficou mais difícil. Logo, tornou-se evidente que o piloto necessitaria de auxílio para superar a resistência do fluxo de ar, para controlar o movimento.

Os compensadores de mola, que eram operados pelo sistema de controle convencional, eram movimentados para que o fluxo de ar sobre eles realmente movessem as superfícies de controle primário. Isso era suficiente para as aeronaves que não operavam em uma gama de alta



velocidade (250 - 300 m.p.h.).

Para as altas velocidades, foi projetado um sistema de controle auxiliado por força hidráulica.

Sistema de cabos de comando convencionais, ou de hastes rígidas, estão instalados e fixados a um quadrante de transmissão de força. Com o sistema ativado, o esforço do piloto é usado para abrir as válvulas, direcionando, desse modo, o fluido hidráulico para os atuadores, os quais estão conectados às superfícies de controle por hastes de comando.

Os atuadores movem as superfícies de controle para a condição de voo desejada. O esforço inverso move a superfície de controle na direção oposta.

### **Controle Manual**

O sistema de controle da cabine é conectado por uma haste através do quadrante de transmissão de força ao sistema de controle do atuador. Durante a operação manual, o esforço do piloto é transmitido ao manche, e, por ligações diretas a superfícies de controle. Os aviões que não têm sistema de reversão manual podem ter pelo menos três fontes de força hidráulica: principal, secundária (standby) e auxiliar. Alguns ou todos os controles primários podem ser operados por esses sistemas

### **Trava dos Comandos**

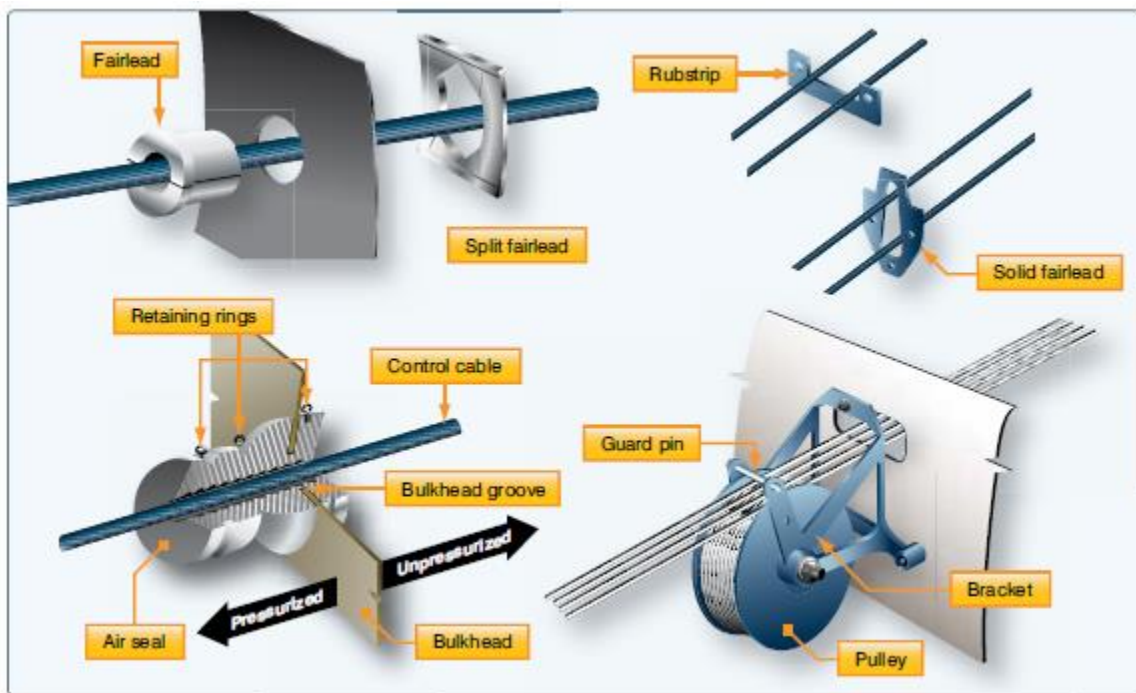
Um came no eixo do quadrante de controle encaixa em um rolete, sobre pressão de mola, para neutralizar os controles com o sistema hidráulico desligado (aeronave estacionada).

A pressão é bloqueada nos atuadores e desde que os controles estejam neutralizados pelo came e rolete, nenhum movimento das superfícies de controle será permitido.

### **2.3 GUIAS DOS CABOS**

Os guias dos cabos (figuras 2-3) consistem primariamente de guias, selos de pressurização, e polias.

Um guia de cabo pode ser feito de material não metálico, tal como o FENOL, ou um material metálico macio como o alumínio. Os guias envolvem o cabo na sua passagem por orifícios em paredes, ou qualquer outra parte metálica. Eles são usados para guiar os cabos em linha reta, através, ou entre partes estruturais da aeronave. Os guias nunca alteram o alinhamento do cabo mais do que 3° da linha reta.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Fig. 2-3 Guias dos cabos de comando.

Selos de pressão estão instalados onde os cabos (ou hastes) se movem através das cavernas de pressão. O selo agarra fortemente, o bastante para evitar perda de pressão de ar, mas não para impedir o movimento do cabo.

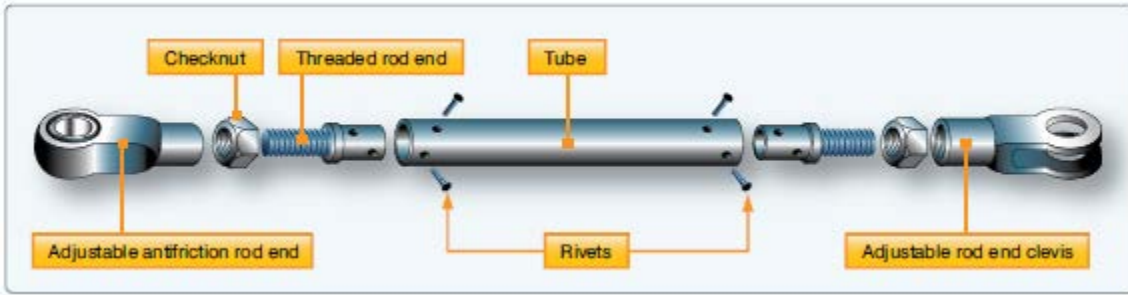
Os selos de pressão devem ser inspecionados em intervalos regulares, para determinar que os anéis de retenção estão no lugar. Se um anel de retenção soltar-se, ele pode escorregar ao longo do cabo e causar emperramento de uma roldana.

Roldanas são usadas para guiar os cabos e também para mudar a direção do movimento do cabo.

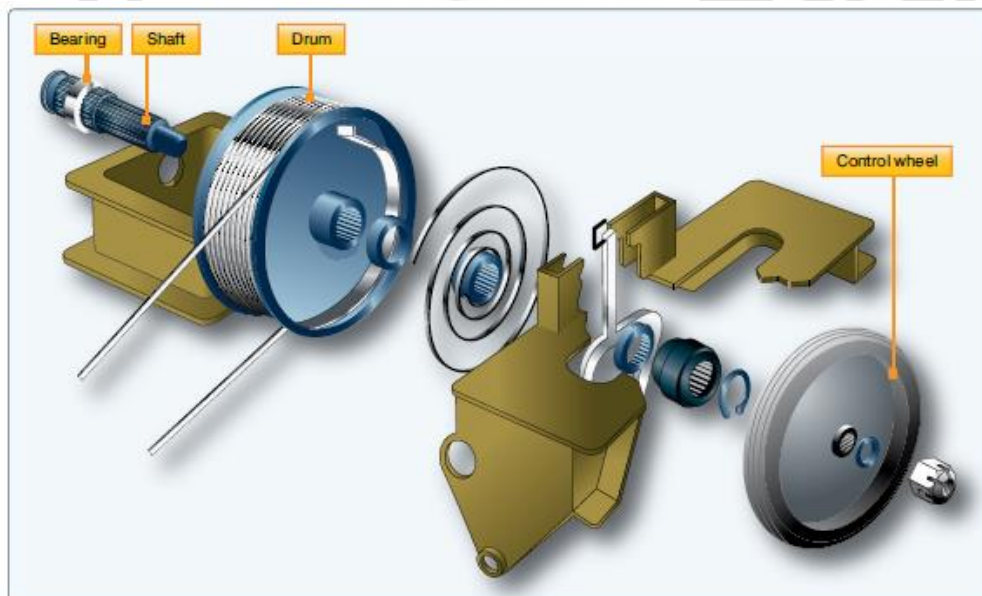
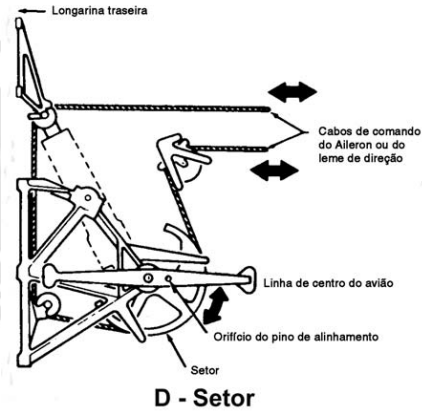
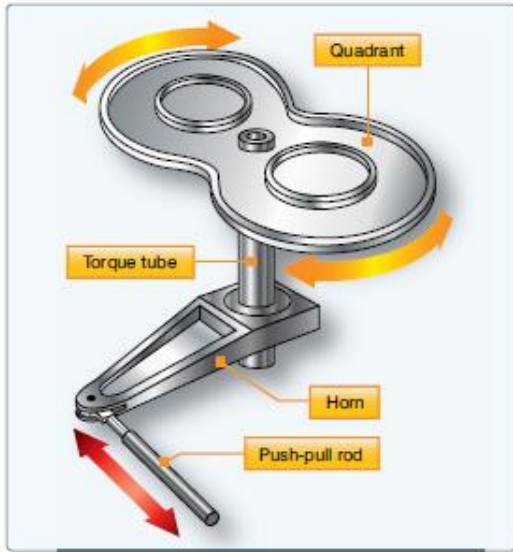
Os rolamentos das roldanas são selados, e não necessitam de outra lubrificação senão aquela feita na fabricação. Braçadeiras presas à estrutura da aeronave suportam as roldanas. Os cabos que passam sobre as roldanas são mantidos no lugar por guardas bem ajustadas para prevenir emperramento ou que os cabos escapem quando afrouxarem, devido às variações da temperatura.

## 2.4 LIGAÇÕES MECÂNICAS

Várias ligações mecânicas conectam os comandos da cabine com os cabos e as superfícies de controle.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 2-4 Ligações mecânicas dos controles de voo.

Qualquer desses mecanismos transmite movimento ou mudança de movimento do sistema de comando. A ligação consiste primariamente de hastes de comando (puxa-empurra), tubos de torque, quadrantes, setores, articulações e tambores.

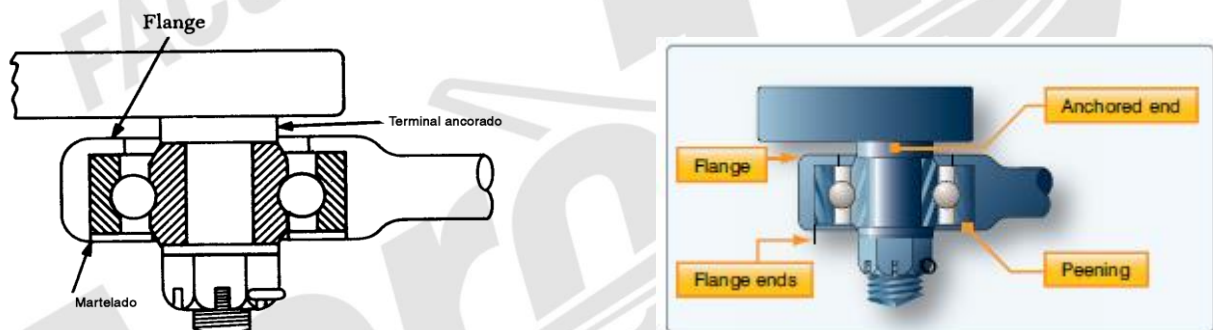
Hastes de comando são usadas como conexões nos sistemas de comando de voo, para dar um movimento de puxa-empurra. Elas podem ser ajustadas por um ou ambos os terminais. A figura 2-4 A, mostra as partes de uma haste de comando. Observe que ela consiste de um tubo com roscas nas pontas e uma haste ajustável antifricção, ou haste com esticador, fixa em cada extremidade do tubo. A haste ou esticador, permite a fixação do tubo às partes do sistema de comando de voo. A contraporca, quando apertada, previne que a haste ou esticador afrouxem.

As hastes de comando devem estar perfeitamente retas, a menos que projetadas para serem de outra maneira, quando estiverem instaladas.

O braço articulado a que elas estão fixadas, deve ser checado quanto a liberdade de movimento, antes e depois de ser fixado às hastes de comando.

O conjunto como um todo deve ser checado para o correto alinhamento. Quando a haste é ajustada com os rolamentos de alinhamento próprio, o movimento de livre rotação das hastes deve ser obtido em todas as posições.

É possível que as hastes fixadas com os rolamentos venham a desconectarem-se, por causa da fixação que retém a pista das esferas na haste.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-5 Flange da haste interposto entre a pista do rolamento e o terminal do parafuso.

Isso pode ser evitado através da instalação de hastes de comando, de forma que o flange da haste seja interposto entre a pista das esferas e o terminal ancorado do pino de fixação, ou parafuso, como mostrado na figura 2-5.

Outra alternativa é colocar uma arruela, de diâmetro maior do que o furo no flange, sob a porca de retenção na extremidade do pino ou do parafuso de fixação.

## 2.5 TUBOS DE TORQUE

Quando é necessário um movimento angular ou de torção no sistema de comando, um tubo de torque é instalado. A vista "B" da figura 2-4 mostra como um tubo de torque é usado para transmitir movimento em direções opostas.

Quadrantes, articulações, setores e tambores mudam a direção do movimento e transmitem movimento a peças, tais como hastes de comando, cabos e tubos de torque. O quadrante mostrado na figura 2-4B é típico de conexões de sistema de comando de voo usado por vários fabricantes. As figuras 2-4C e 2-4D ilustram uma articulação e um setor. A vista "E" ilustra um tambor de cabos. Os tambores de cabos são usados primariamente em sistemas de compensação. Como a roda de comando de compensação é movida no sentido do relógio, ou no sentido contrário ao do relógio, o tambor enrola ou desenrola para atuar os cabos do compensador.

## 2.6 BATENTES

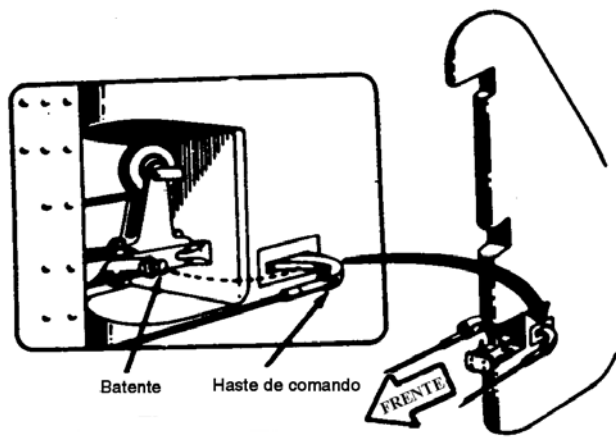
Batentes ajustáveis ou não (o que o caso requeira) são usados para limitar o percurso ou curso de movimento dos ailerons, profundores e leme.

Normalmente existem dois jogos de batentes para cada uma das três superfícies de comando principais, sendo um jogo localizado na superfície de comando, ou nos cilindros amortecedores, ou como batentes estruturais (figura 2-6), e outro no comando da cabine. Qualquer destes pode servir como real limite de parada. Contudo, aqueles situados nas superfícies de controle, normalmente realizam esta função.

Os outros batentes normalmente não se tocam, mas são ajustados para uma folga definitiva quando a superfície de comando está totalmente estendida de seu curso.

Estes funcionam como batentes de sobrepujamento para prevenir que os cabos estiquem e danifiquem o sistema de comando, durante manobras violentas.

Quando da montagem dos sistemas de controle, consultamos o Manual de Manutenção aplicável, para a sequência dos passos de ajuste destes batentes, para limitar o percurso da superfície de controle.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Fig. 2-6 Batente ajustável do leme de direção.

## 2.7 AMORTECEDORES DE SUPERFÍCIES DE CONTROLE E EQUIPAMENTOS PARA TRAVAMENTO

Vários tipos de equipamentos são usados para travar as superfícies de controle, quando a aeronave está parqueada ou ancorada. Equipamentos para travamento previnem danos às superfícies de controle e suas conexões dos ventos, em alta velocidade ou em rajadas. Os equipamentos comuns que estão em uso são: freio de trava interno (freio de setor) e êmbolo atuado por mola e travas externas das superfícies de controle.

### Equipamentos para Travamento Interno

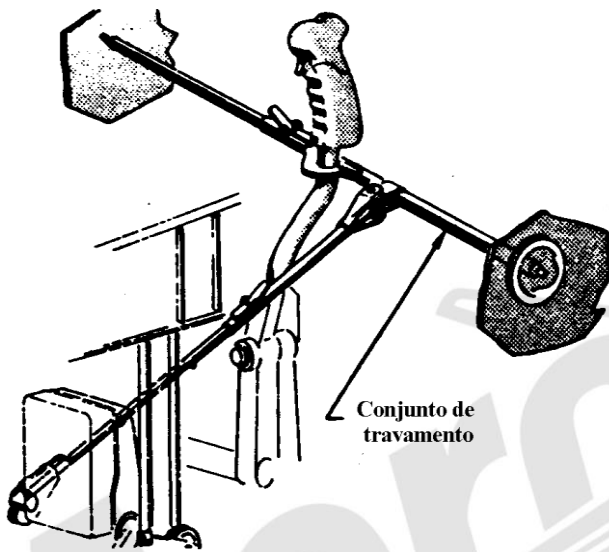
O equipamento para travamento interno é usado para segurar os ailerons, leme e profundor em suas posições neutras.

O equipamento para travamento é usualmente operado através de um sistema de cabos por um êmbolo atuado por mola (pino) que encaixa em um furo na conexão mecânica da superfície de controle.

A mola conectada ao pino força-o de volta à posição destravada quando a alavanca de comando na cabine for colocada na posição "destravada". Um tarugo excêntrico é usado em alguns outros tipos de aeronaves para travar as superfícies de controle.

Os sistemas de travamento de superfície de comando são usualmente projetados de tal forma, que as manetes não podem ser avançadas até as superfícies de controle estarem destravadas. Isso previne decolagem com as superfícies de controle na posição travada.

Uma típica trava de comando para pequenas aeronaves consiste de um tubo de metal, que é instalado para travar a roda de comando, e os pedais do leme a um ponto de fixação na cabine. Desse tipo, é o sistema ilustrado na figura 2-7.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Fig. 2-7 Conjunto típico de trava de comandos para pequenas aeronaves.

### **Amortecedores de Superfícies de Controle**

Unidades de reforço hidráulico são usadas em algumas aeronaves para mover as superfícies de controle. As superfícies são usualmente protegidas das rajadas de vento através de amortecedores incorporados às unidades de reforço.

Em algumas aeronaves, um cilindro amortecedor auxiliar é conectado diretamente à superfície para fornecer proteção.

Os amortecedores controlam hidraulicamente ou amortecem o movimento da superfície de controle, quando a aeronave está parqueada. Isto previne que as rajadas de vento façam com que as superfícies de controle batam violentamente entre os seus batentes e possivelmente provoquem danos.

### **Travas Externas das Superfícies de Controle**

São travas com o formato de blocos de madeira canelada. Os canais dos blocos encaixam-se em aberturas entre as superfícies de comando e a estrutura da aeronave, travando as superfícies na posição neutra.

Quando não estão em uso, essas travas ficam estocadas dentro da aeronave.

Reguladores de tensão dos cabos são usados em alguns sistemas de controle de voo, porque existe uma considerável diferença na expansão da temperatura entre a estrutura de alumínio das aeronaves, e os cabos de aço de controle.

Algumas das grandes aeronaves incorporam reguladores de tensão nos sistemas de cabos de controle para manterem, automaticamente uma desejada tensão nos cabos. A unidade consiste de uma mola de compressão e um mecanismo de travamento, o qual permite que a mola corrija a tensão do sistema somente quando o sistema de cabos estiver em neutro.

## **2.8 AJUSTANDO A AERONAVE**

As superfícies de controle devem mover-se em uma certa distância da posição neutra. Estes movimentos devem ser sincronizados com os movimentos dos controles da cabine. O sistema de controles de voo deve ser ajustado para que estas condições possam ser obtidas.

De um modo geral, a ajustagem consiste no seguinte:

1. Posicionamento do sistema de controles de voo em neutro, e temporariamente, travado por meio de pinos de trava ou blocos; e
2. Ajustagem do curso das superfícies, tensão dos cabos de comando, hastes de ligação, e ajustagem dos batentes para as especificações dos fabricantes das aeronaves.

Quando ajustando os sistemas de controles de voo, são necessários diversos equipamentos de regulagem. Esses equipamentos consistem principalmente de tensiômetros, cartas de regulagem de tensão de cabos, transferidores, acessórios de regulagem, gabaritos de contorno e régua.

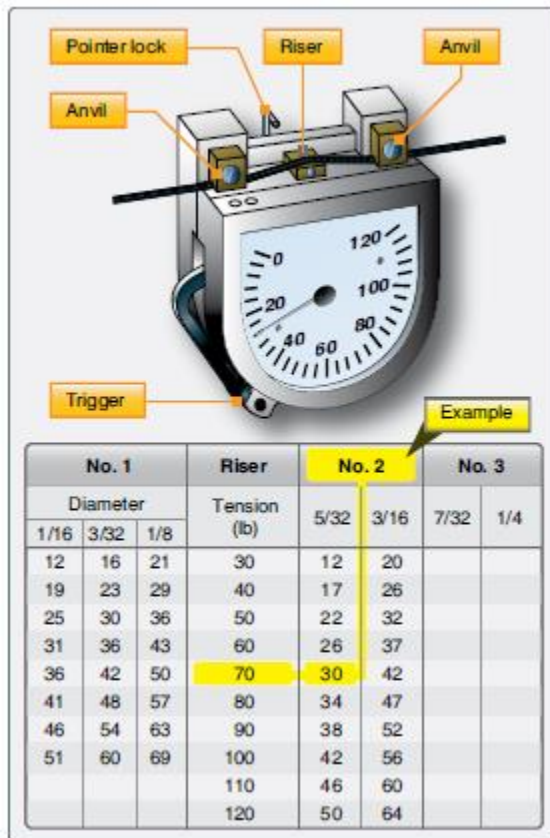
### **Medição da Tensão dos Cabos**

Para determinar a quantidade de tensão de um cabo de comando, é usado um tensiômetro. Quando sujeito a uma correta manutenção, um tensiômetro tem uma precisão de 98%.

A tensão do cabo é determinada pela quantidade medida de força, necessária para esticá-lo entre dois blocos de aço endurecido, chamados de bigornas. Um levantador, ou calço, é pressionado contra o cabo, forçando-o a um afastamento. Diversos fabricantes produzem uma variedade de tensiômetros, sendo cada tipo destinado a uma diferente espécie de cabo, medida de cabos, ou diferentes tensões.



Um tipo de tensiômetro é ilustrado na figura 2-8.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 2-8 Tensiômetro.

Com a alavanca de comando afastada, colocamos o cabo a ser testado, sob as duas bigornas. Então, apertamos a alavanca (movendo-a para cima). Esse movimento da alavanca empurra para cima o levantador, o qual empurra o cabo, forçando-o contra as bigornas. A força necessária para isso é indicada pelo ponteiro no mostrador. Como o exemplo da tabela apresentada abaixo, diferentes levantadores numerados são usados com as diferentes medidas de cabos.

Cada levantador possui um número de identificação e pode ser facilmente inserido no tensiômetro.

Além disso, cada tensiômetro tem uma tabela de calibração (figura 2-8), a qual é usada para converter a leitura do dial em libras (a tabela de calibração é muito semelhante a carta exemplo mostrada abaixo na ilustração). A leitura do dial é convertida em libras de tensão do seguinte modo: usando o levantador nº 2 (figura 2-8) para medir a tensão de um cabo de 5/32 de polegada de diâmetro, uma leitura de “30” é obtida.

A verdadeira tensão (ver a tabela de calibração) do cabo é de 70 libras. Observando a carta, notamos também, que um levantador nº 1 é usado com os cabos de 1/16, 3/32 e 1/8 de polegada. Como o tensiômetro não foi projetado para o uso em cabos de 7/32 ou de 1/4 de polegada,

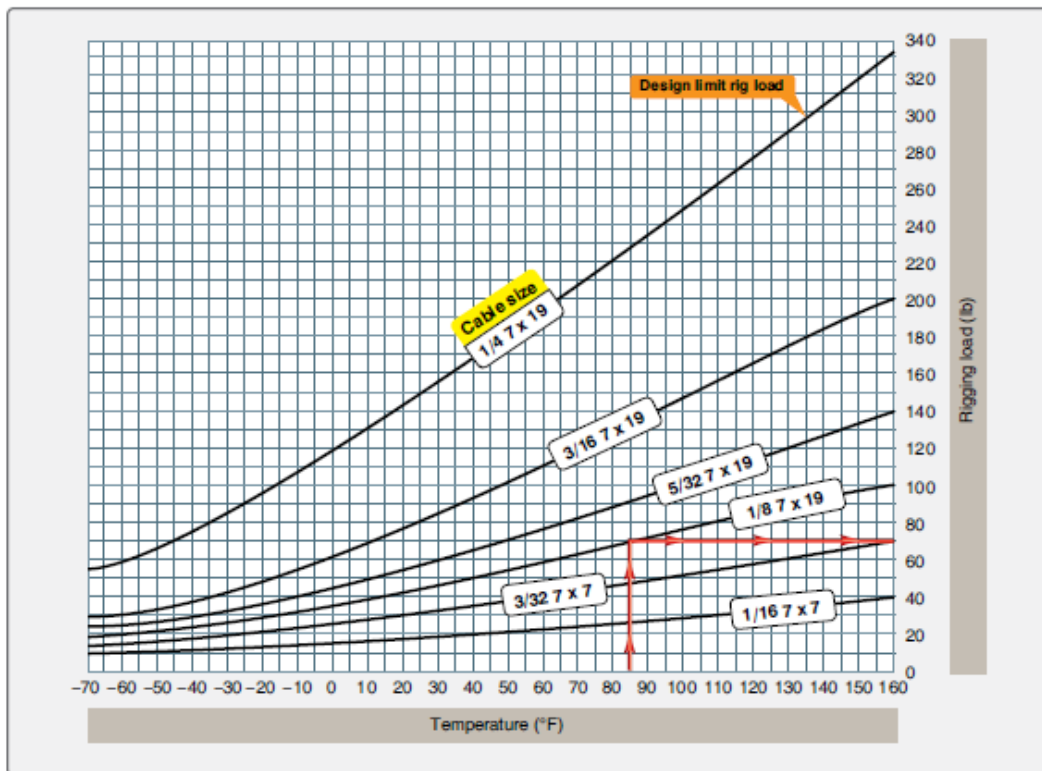
nenhum valor é mostrado na coluna nº 3 da carta.

Quando tomando uma leitura, poderá haver dificuldade em ver o dial, devido à posição do tensiômetro no cabo. Por este motivo, o tensiômetro possui uma trava para o ponteiro. Empurrando essa trava, o ponteiro ficará travado, indicando a última leitura. O tensiômetro poderá, então, ser removido, e a leitura da tensão ser feita em melhor posição. Após a leitura, destravamos o ponteiro, que retornará a zero.

As cartas de regulagem da tensão de cabos (figura 2-8), são ferramentas gráficas, usadas para compensar as variações de temperatura. Elas são usadas, quando for necessário estabelecer a tensão de cabos dos sistemas de controles de voo, sistemas de trem de pouso, ou qualquer outro sistema operado por cabos.

Para usar a carta, determinamos a medida do cabo que deve ser ajustado e a temperatura do ar ambiente. Por exemplo, suponhamos que o cabo seja de 1/8 de polegada de diâmetro, e que é um cabo 7x19 (cabo com 7 pernas de 19 fios), e a temperatura ambiente é de aproximadamente 25° C (85° F).

Seguimos a linha de 85° F até o ponto em que ela intercepta a curva de 1/8 de polegada (medida do cabo). Estendemos uma linha horizontal, do ponto de intercessão até o ponto extremo à direita da carta. O valor neste ponto indica a tensão (carga de regulagem em libras) a ser aplicada no cabo. A tensão para este exemplo é de 70 libras.



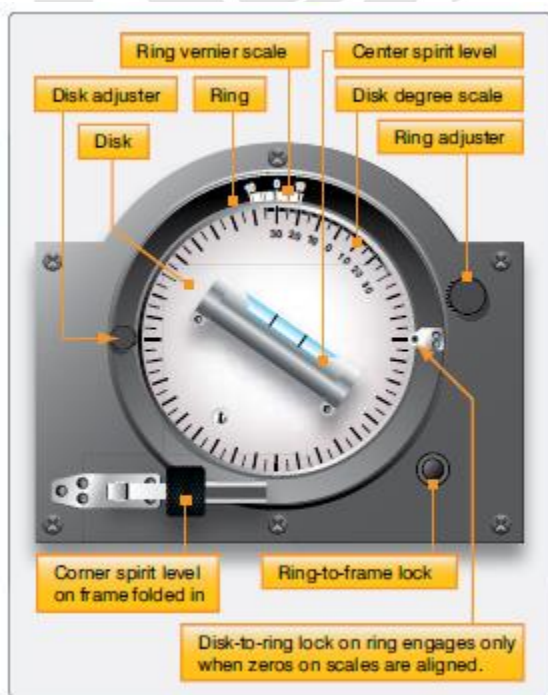
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-9 Tabela típica de ajustagem de cabos.

## Medição da Amplitude das Superfícies de Comando

As ferramentas de medição da amplitude das superfícies, primariamente inclui transferidores, gabaritos de contorno, réguas e moldes para ajuste. Essas ferramentas são usadas na regulagem dos sistemas de controle dos comandos de voo para assegurar que o desejado deslocamento será obtido.

Os transferidores são ferramentas para medir ângulos em graus. Vários tipos de transferidores são usados para determinar a amplitude das superfícies dos comandos de voo. Um transferidor que pode ser usado para medir aileron, leme de profundidade, ângulo de deslocamento do flape, é o transferidor universal de hélice. Esse transferidor (figura 2-10) é montado em uma moldura, um disco, um anel e dois níveis de bolhas de ar. O disco e o anel rodam independentemente um do outro e da moldura (o nível do canto é usado para posicionar a moldura verticalmente quando medindo o ângulo das pás de hélice). O nível do centro é usado para posicionar quando medindo o deslocamento da superfície de controle.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-10 Usando o transferidor universal de hélices para medir o curso das superfícies de controle

Com a trava disco/anel no entalhe, girar o ajustador do disco até o travamento com o anel:

- 1 Mover a superfície de controle para a posição neutra. Colocar o transferidor sobre a superfície de controle e girar o ajustador do anel até que a bolha do nível esteja centralizada (o anel deve estar destravado da moldura do transferidor);

- 2 Travar o anel na moldura do transferidor utilizando a trava anel/moldura;
- 3 Mover a superfície de controle até o seu limite de movimento;
- 4 Destruar o disco do anel utilizando a trava disco/anel;
- 5 Girar o ajustador de disco até a centralização da bolha do nível central;
- 6 Ler a amplitude da superfície de controle em graus no disco e em décimos de graus na escala Vernier.

A trava do disco / anel é usada para assegurar que o zero do anel na escala Vernier e o zero do disco em graus estão alinhados.

A trava do anel na moldura não permite que o anel se mova quando o disco estiver em movimento.

Notamos que eles saem de um ponto e avançam em direções opostas.

A escala Vernier do anel é graduada com marcação dupla de 0 - 10.

O procedimento para uso e operação do transferidor no controle de medida da amplitude das superfícies de controle é mostrado na figura 2-10.

### **Gabaritos e Moldes**

Moldes e gabaritos são ferramentas especiais (de precisão), designadas pelo fabricante para medir e controlar o deslocamento de superfícies. Marcando o gabarito ou o molde, assegura-se o controle da amplitude da superfície.

### **Réguas**

Muitas vezes o fabricante da aeronave dá o valor do deslocamento de um particular controle de superfície em graus e polegadas. Se o deslocamento for em polegadas, a régua pode ser usada para medir o deslocamento da superfície.

## **2.9 VERIFICAÇÃO DO AJUSTE**

O objetivo desta seção é explanar os métodos de verificação do alinhamento, relativo ao ajuste dos componentes estruturais principais da aeronave. Não é intenção que estes procedimentos sejam exatamente aplicáveis a uma aeronave em particular. Quando ajustando uma aeronave, sempre os procedimentos e métodos devem ser especificados pelo fabricante da aeronave.

A posição ou o ângulo dos componentes da estrutura principal é relacionado com a linha de referência longitudinal, paralela à linha central da aeronave e a uma linha de referência lateral, paralela à linha que liga as pontas das asas.

Antes de verificar a posição ou o ângulo dos componentes principais, a aeronave deve estar nivelada.

As aeronaves pequenas geralmente têm fixos cavilhas ou blocos, conectados a fuselagem, paralelos ou coincidentes com as linhas de referência.

Um nível d'água e uma prancha reta são apoiados nas cavilhas ou blocos, para a verificação do nível da aeronave. Esse método de verificação de nível da aeronave, também é aplicável nas aeronaves de grande porte.

Entretanto, o método da grade é algumas vezes usado em grandes aeronaves.

A placa de grade (figura 2-11) é fixada no piso da aeronave ou suporte da estrutura, um fio de prumo é suspenso de uma posição pré-determinada no teto da aeronave sobre a placa de grade.

O ajuste necessário dos suportes para nivelar a aeronave, é indicado na escala da grade.

A aeronave estará nivelada, quando o fio de prumo estiver suspenso sobre o ponto central da grade.

Certas preocupações precisam ser observadas a todo momento. Normalmente, ajustes e alinhamentos não podem ser realizados em local aberto. Se isto não puder ser evitado, a aeronave deverá ser posicionada com o nariz contra o vento. A pesagem e o balanceamento da aeronave deverão ser, exatamente, como descrito no manual do fabricante. Em todos os casos, a aeronave não será levantada pelo macaco, antes de se assegurar que o peso máximo de levantamento, não excedeu o especificado pelo fabricante.

Com poucas exceções, o diedro e os ângulos de incidência das aeronaves modernas convencionais não podem ser ajustados. Alguns fabricantes permitem o ajuste do ângulo de incidência das asas, para corrigir as condições de asa pesada.

O diedro e o ângulo de incidência são verificados após um pouso duro ou após uma carga de voo anormal, para assegurar que os componentes não estão torcidos, e que os ângulos estão dentro dos limites especificados.

Existem diversos métodos de verificação do alinhamento estrutural e ajuste de ângulos. Quadros de ajustes especiais, os quais incorporam ou podem receber os instrumentos especiais (nível de bolha ou inclinômetro) para determinar o ângulo usado em algumas aeronaves.

O alinhamento da aeronave é verificado usando-se um fio de prumo sobre uma placa

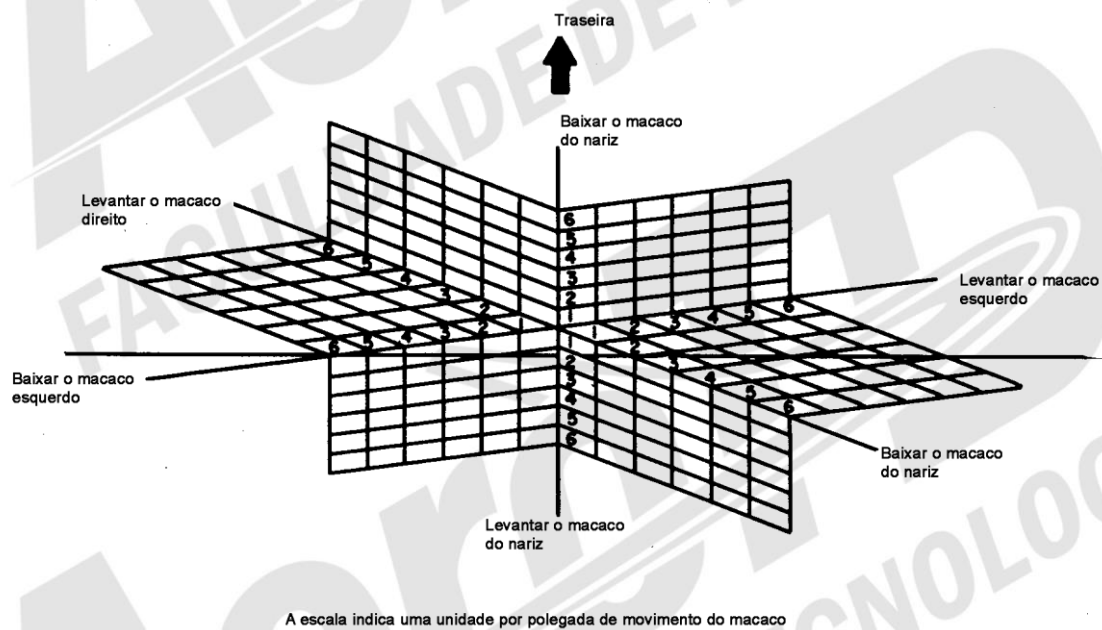
graduada ou um teodolito e uma escala de visada.

Geralmente o manual do fabricante especifica o equipamento a ser utilizado.

Quando da verificação do alinhamento, uma tabela de sequência deve ser montada e seguida para garantir que as inspeções estejam sendo feitas em todas as posições especificadas.

As inspeções especificadas de alinhamento, geralmente incluem:

- 1) Ângulo do diedro da asa;
- 2) Ângulo de incidência da asa;
- 3) Alinhamento do motor;
- 4) Incidência do estabilizador horizontal;
- 5) Diedro do estabilizador horizontal;
- 6) Verificação do estabilizador vertical quando a sua correta posição (vertical);
- 7) Inspeção de simetria.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-11 Típica placa de nivelamento.

### Inspeção do Diedro

O ângulo do diedro é inspecionado em posições específicas, usando quadros especiais previstos pelo fabricante da aeronave. Se tal quadro não estiver disponível, uma prancha, plana e um inclinômetro podem ser usados. Os métodos de inspeção do diedro são mostrados na figura 2-12.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 2-12 Inspeção do diedro.

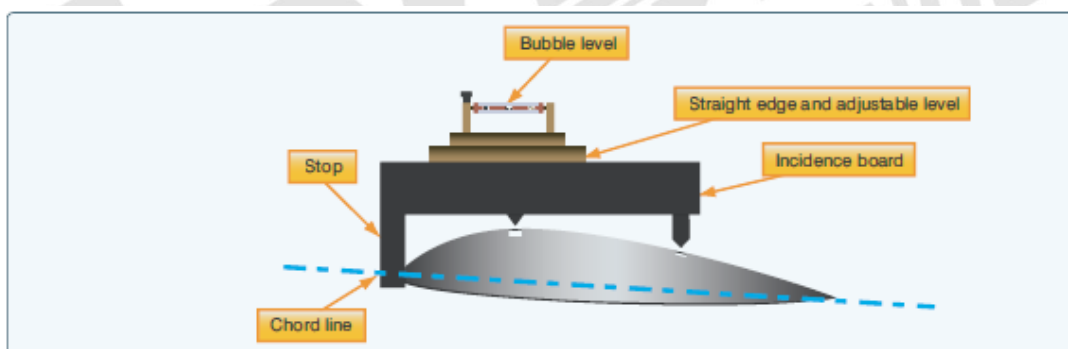
É importante que o diedro seja inspecionado nas posições especificadas pelo fabricante. Sem dúvida, parte das asas ou o estabilizador horizontal podem, algumas vezes, ser horizontais ou, em raras ocasiões, um diedro negativo pode estar presente.

### Inspeção de Incidência

A incidência geralmente é inspecionada pelo menos em duas posições especificadas na superfície da asa, para assegurar que a asa está livre de torção.

Vários quadros de incidência são usados para checar o ângulo de incidência. Alguns têm pontos nas bordas dianteiras, que precisam ser colocadas em contato com o bordo de ataque da asa. Outros são equipados com cavilhas, que ficam fixadas em alguma parte da estrutura.

O propósito em qualquer desses casos é nos certificarmos de que o quadro está fixado na posição exata. Em muitas situações os quadros serão colocados na área livre do contorno da asa, por uma pequena extensão fixada ao quadro. Um típico quadro de incidência é mostrado na figura 2-13.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 2-13 Um típico quadro de medição do ângulo de incidência.

Quando usado, o quadro é colocado na posição especificada na superfície que está

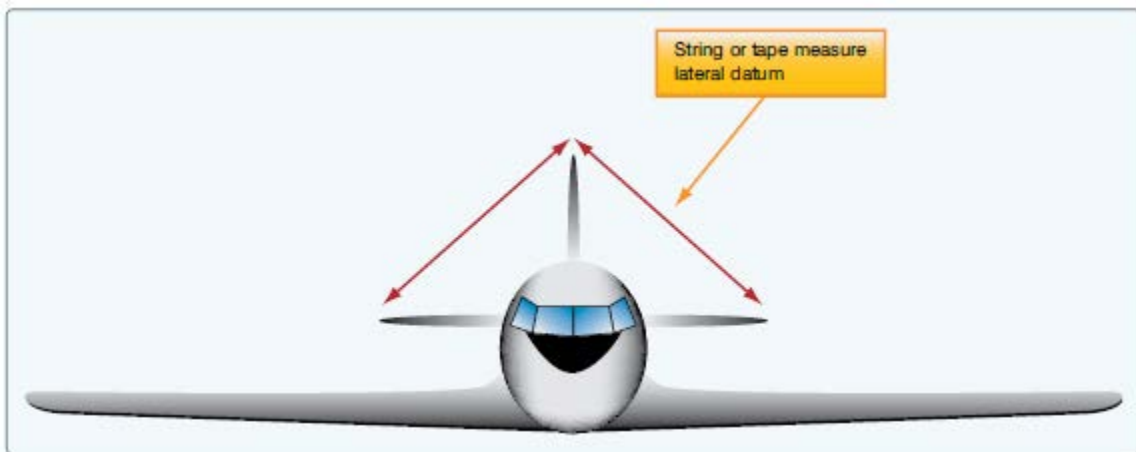
sendo inspecionada. Se o ângulo de incidência estiver correto, uma inclinação no topo do quadro indicará zero, ou dentro de uma tolerância especificada do zero.

Modificações das áreas onde o quadro de tolerância está localizado pode afetar a leitura. Por exemplo, se um sistema de degelo estiver instalado no bordo de ataque, isto afetará a posição tomada por um quadro que tenha um batente no bordo de ataque.

### Inspeção da Superfície Vertical

Após o ajuste do estabilizador horizontal ter sido inspecionado, a verticalidade do outro estabilizador, relativa a linha de referência lateral, pode ser inspecionada.

As medidas são tomadas de um dado ponto em um dos lados do topo da superfície, para um ponto dado na esquerda ou direita do estabilizador horizontal (fig. 2-14). As medidas devem ser similares, sem ultrapassar os limites.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-14 Checando a verticalidade do estabilizador vertical.

Quando for necessário inspecionar o alinhamento das dobradiças do leme direcional, removemos o leme e passamos uma linha de fio de prumo através da ligação das cavernas das dobradiças do leme. A linha deve passar centralizada por todas as cavernas.

Deve ser notado que algumas aeronaves têm o bordo de ataque do estabilizador vertical compensado com a linha central longitudinal, para neutralizar o torque dos motores.

### Inspeção de Alinhamento dos Motores

Os motores são geralmente montados com a linha de empuxo paralela ao plano longitudinal horizontal de simetria.



Entretanto, isto nem sempre é verdadeiro quando os motores são montados nas asas. Inspecionamos para assegurar que a posição dos motores, incluindo alguns graus de compensação, está de acordo com o tipo de montante.

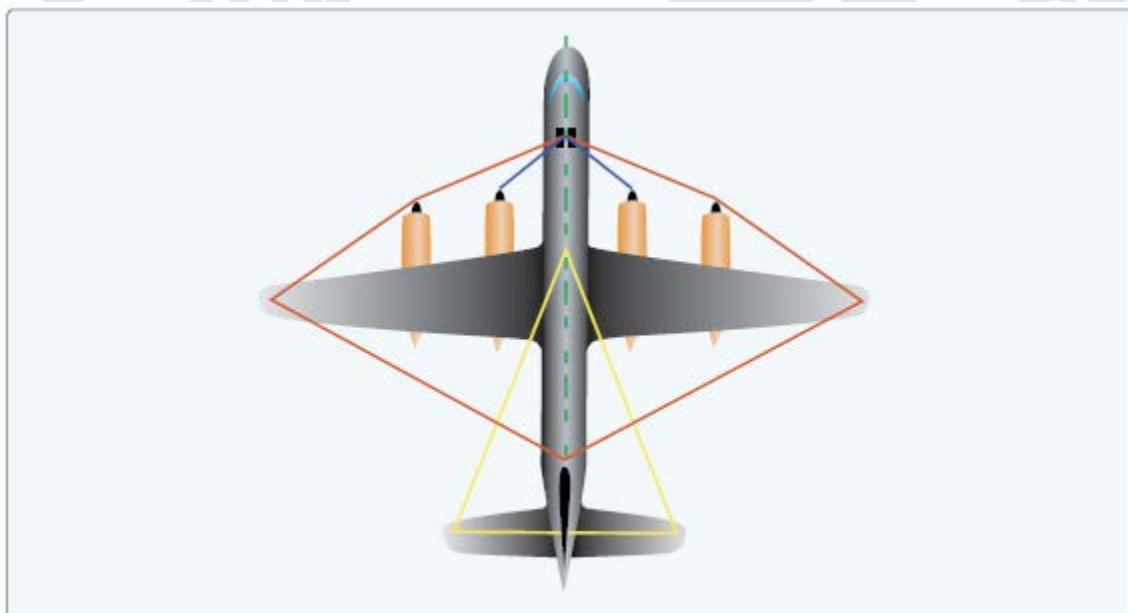
Geralmente, a inspeção acarreta uma medida da linha central do montante, até a linha central longitudinal da fuselagem (fig. 2-15) no ponto especificado no manual aplicável.

### Inspeção de Simetria

O princípio de uma inspeção típica de simetria é ilustrado na figura 2-15. As figuras necessárias, tolerâncias e pontos de inspeção de uma aeronave em particular, serão encontrados no seu manual de serviço ou manutenção.

Nas pequenas aeronaves, as medidas entre os pontos são geralmente tomadas usando uma trena. Quando medindo longas distâncias, é aconselhável que uma escala com mola seja usada com a trena, para obter tensão igual. Umas 5lbs de tensão normalmente são suficientes.

Onde grandes aeronaves são medidas, as posições onde as medições são tomadas, normalmente estão marcadas no solo. Isto é feito pela suspensão de um fio de prumo nos pontos de inspeção, e marcando o ponto do chão sob cada prumo. As medidas são, então, tomadas entre o centro de cada marca no solo.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-15 Método típico de inspeção da simetria de uma aeronave.

## 2.10 AJUSTE DAS SUPERFÍCIES DE COMANDO

Na sequência, para um sistema de controle funcionar apropriadamente, é preciso ser ajustado corretamente. As superfícies de controle movem-se através de roldanas e são sincronizadas com o movimento dos controles da cabine de comando. Ajustes em alguns sistemas requerem que os procedimentos sejam seguidos passo-a-passo, como o esboço do manual de manutenção da aeronave. Embora um procedimento de ajuste completo para muitas aeronaves, esteja fora dos detalhes naturais que requerem diferentes ajustes, o método básico segue três passos:

- 1) Travar os controles na cabine de comando e as superfícies na posição neutra.
- 2) Ajustar a tensão dos cabos, mantendo o leme direcional, profundores ou ailerons na posição neutra.
- 3) Ajustar os batentes dos controles para o limite do movimento da superfície, nas dimensões dadas para a aeronave em ajuste.

A faixa de amplitude dos controles e das superfícies de controle, devem ser inspecionadas em ambas as direções, partindo do neutro.

O ajuste do sistema de compensadores, é feito da mesma maneira. O controle do compensador é colocado no neutro (sem compensação), e a superfície é geralmente ajustada para a linha de fluxo com a superfície de controle. Porém, em algumas aeronaves, os compensadores podem ser ajustados um ou dois graus fora do alinhamento, com a posição neutra. Após o compensador e seu mecanismo de controle estarem na posição neutra, ajustamos a tensão do cabo de comando.

Pinos, normalmente chamados pinos de ajuste, são muitas vezes usados para simplificar o conjunto de roldanas, hastes e etc., nas suas posições neutras. Um pino de ajuste é um pequeno pino metálico ou braçadeira.

Quando um pino de ajuste não está disponível, a posição neutra pode ser estabelecida por meio das marcas de alinhamento, por um gabarito especial ou pela tomada linear das medidas.

Se o alinhamento final e o ajustamento do sistema estiverem corretos, devemos, se possível, sacar os pinos de ajustagem facilmente.

Qualquer aperto indevido dos pinos nos furos de ajustagem indica tensionamento incorreto ou mau alinhamento do sistema.

Após um sistema ter sido ajustado, o movimento completo e sincronizado dos controles deveriam ser checados. Quando checando a faixa de movimento da superfície de controle, os controles devem ser operados da cabine sem mover a superfície de controle.

Durante a checagem do deslocamento da superfície de controle, nos asseguramos que correntes, cabos, etc., não tenham chegado a seus limites de deslocamento, quando os controles estiverem em seus respectivos batentes. Onde dois controles estão instalados, deve haver sincronia para que funcionem satisfatoriamente, quando operados de ambas as posições.

Compensadores articulados, e outros tipos, devem ser checados de maneira similar aos controles principais de superfície. O indicador de posição deve ser checado, para ver se funciona corretamente. Se macacos de rosca são usados para atuar nos compensadores articulados, checamos para ver se eles não estão estendidos mais que o limite especificado, quando o compensador estiver nas posições extremas.

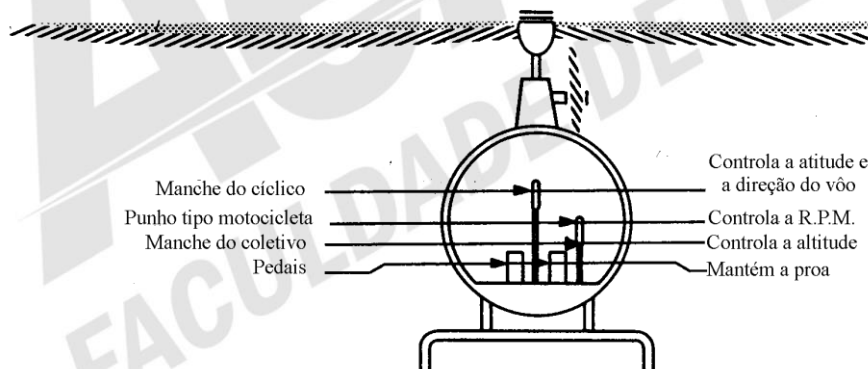
Após determinar que o sistema de controle funciona apropriadamente, e está ajustado, ele deve ser inspecionado, para determinar se o sistema está montado corretamente. Assim, operará livremente sobre a faixa especificada de movimento. Devemos ter certeza de que todos os esticadores, terminais das hastes, porcas e parafusos, estão corretamente frenados.

## 2.11 AJUSTAGENS DE UM HELICÓPTERO

As unidades de controle de voo localizadas na cabine (figura 2-16) de todos os helicópteros, são muito semelhantes. Eles têm ainda um ou dois dos seguintes controles: (1) controle de passo coletivo; (2) controle de passo cíclico; e (3) pedais de controle direcional.

Basicamente, essas unidades fazem as mesmas coisas, apesar do tipo de helicóptero na qual eles estão instalados. Porém, isso acontece onde a maioria das semelhanças terminam.

A operação dos sistemas em que essas unidades estão instaladas, varia de acordo com o modelo do helicóptero. O ajuste do helicóptero coordena os movimentos dos controles de voo, e estabelece as relações entre o rotor principal e seus controles e, também, entre o rotor de cauda e seus controles. O ajuste não é um trabalho difícil, mas requer grande precisão e atenção aos detalhes. Severo detalhamento para os procedimentos de ajustes é necessário. Ajustes, limpezas e tolerâncias devem ser exatos.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-16 Controles do helicóptero e a principal função de cada um.

Os ajustes de vários sistemas de controle de voo podem ser separados em três grandes itens:

1. - O primeiro, consiste da colocação do sistema de controle numa posição particular, mantendo-o na posição com pinos, grampos, ou guias e ajustando as várias ligações para consertar o componente de controle imobilizado;
2. - O item dois, consiste da colocação das superfícies de controle na específica posição de referência usando um ajuste guia (figura 2-73), um transferidor de precisão, ou um nível de bolha de ar, para checar a diferença entre a superfície de controle e uma superfície fixa na aeronave;
3. - O item três, consiste em ajustar a faixa máxima de deslocamento dos vários componentes.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-17 Um típico transferidor de ajuste.

Esse ajuste limita o movimento físico do sistema de controle.

Após o completo ajuste estático, uma verificação do sistema de controle de voo deve ser realizada, de acordo com o tipo de helicóptero e sistema afetado, mas usualmente incluem determinar que:

- 1) A direção do movimento das pás do rotor principal e de cauda está correta em relação ao movimento dos controles do piloto;
- 2) As operações interconectadas dos sistemas de controle (potência do motor e passo coletivo) estão coordenadas corretamente;
- 3) A faixa de movimento e a posição neutra dos controles dos pilotos estão corretas;
- 4) Os ângulos de passo máximo e mínimo das pás do rotor principal, estão dentro dos limites especificados. Isto inclui cheques de para frente e para trás (*for-and-af*), passo cíclico lateral e ângulos das pás do passo coletivo;

- 5) A trajetória das pás do rotor principal está correta;
- 6) No caso de aeronave multirotora, o ajuste e movimento das pás do rotor estão sincronizados;
- 7) Quando compensadores são instalados nas pás do rotor principal, eles estão corretamente ajustados;
- 8) Os ângulos de passo máximo, mínimo, neutro, e o ângulo de inclinação das pás do rotor de cauda estão corretos;
- 9) Quando controles duplos são fornecidos, eles funcionam corretamente e em sincronismo.

Para completar os ajustes, um cheque total de todas as ligações deve ser feito, garantindo pontos essenciais. Todos os parafusos, porcas, e extremidades das hastes devem estar corretamente fixados e frenados.

### **Trajatória da Pá**

Quando as pás do rotor principal não fazem um mesmo cone durante a rotação, é denominado fora de trajetória. Isto pode resultar em excessiva vibração na coluna de controle.

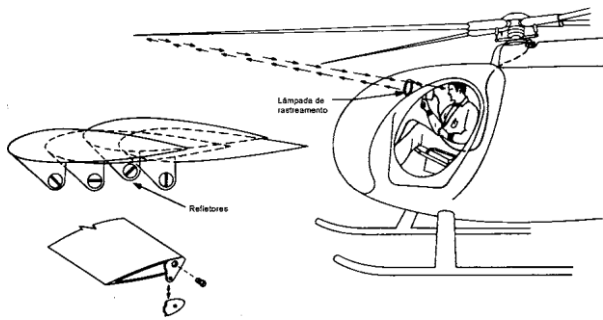
Trajatória da pá é o processo de determinar as posições das pontas das pás do rotor relativas uma a outra, enquanto a cabeça do rotor está girando, e determinando a necessária correção para manter estas posições dentro das tolerâncias certas. A trajetória mostra somente a posição relativa das pás, não suas trajetórias de voo. As pás devem todas seguir umas às outras, o máximo possível.

O propósito da trajetória da pá é trazer as pontas de todas as pás no mesmo caminho, durante o seu ciclo completo de rotação.

A fim de manter as pás do rotor na trajetória com um tempo mínimo, e o máximo de precisão, o equipamento correto deve ser usado.

O equipamento geralmente usado para a trajetória das pás inclui:

- 1) Bandeira de trajetória com material de bandeira;
- 2) Lápis de cera ou giz colorido;
- 3) Material conveniente de marcação;
- 4) Refletores e lâmpadas de rastreamento (figura 2-18);
- 5) Bastão de trajetória;
- 6) Ferramenta de ajuste de compensador;
- 7) Indicador de ângulo do compensador.

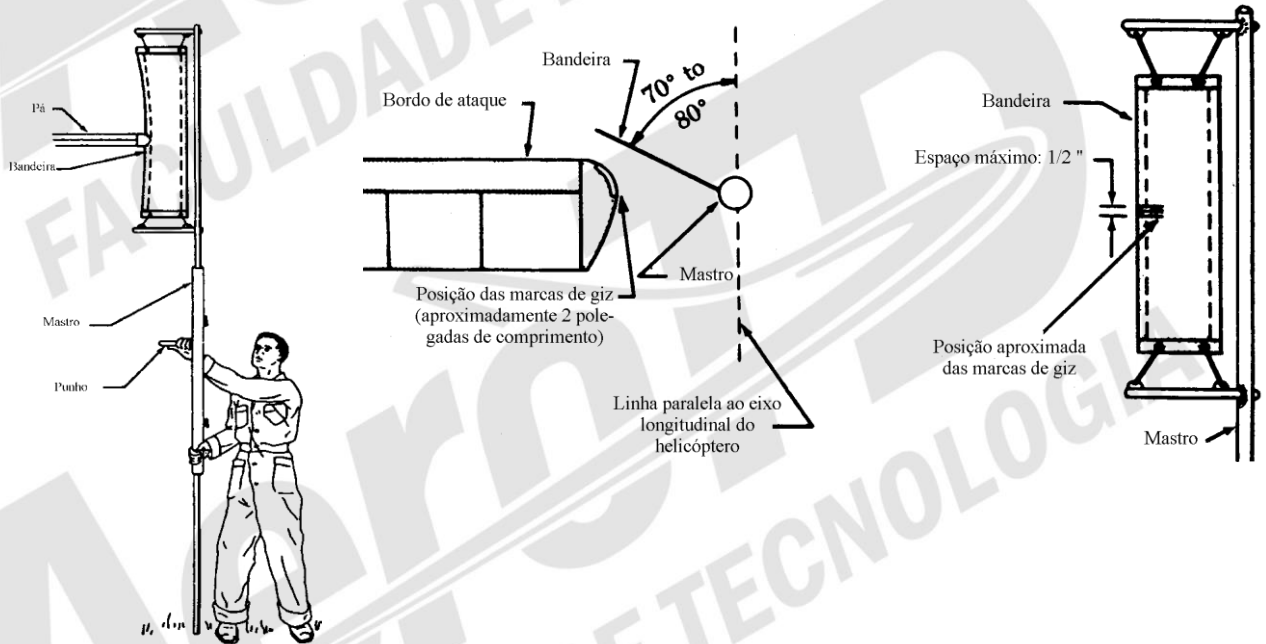


Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-18 Trajetória da pá com lâmpada de rastreamento.

Antes de começar uma operação de trajetória de pá, as pás novas ou recentemente revisadas devem ser checadas quanto a adequada incidência. Os compensadores devem estar em zero nas pás novas ou revisadas. Os compensadores de pás em funcionamento não devem ser alterados até que uma trajetória das pás tenha sido determinada.

Um dos meios de verificar a trajetória das pás é o da bandeira (figura 2-19).



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-19 Trajetória da pá

As pontas das pás são marcadas com giz ou lápis de cera. Cada ponta de pá deve ser marcada com uma cor diferente de modo que facilite determinar a trajetória de uma em relação a outra. Este método pode ser usado para todos os tipos de helicópteros que não tenham dispositivo de propulsão nas pontas das pás. Um homem mantém as faces da bandeira na direção da rotação das pás, assistindo a retração das pás.

Faceando por fora, próximo as pás, permite ao homem que segura a bandeira observar as pás quando elas entram em contato com a bandeira. O ângulo da bandeira para a corda da pá é importante.

Se esse ângulo for grande, as marcas serão longas e a bandeira tremulará excessivamente. Se o ângulo for estreito, a pá deve cortar a bandeira.

O ângulo mais satisfatório é de mais ou menos  $80^\circ$  para a corda da pá. As marcas das bandeiras serão então de aproximadamente  $3/16$  a  $1/4$  de polegada de comprimento. O método da bandeira para trajetória, pode ser usado não somente para descobrir a posição relativa das pás, mas também as características de voo das pás nas diferentes rotações e ajustes de potência.

De modo que, para plotar as características de voo para ajustes das pás, é necessário pegar um pouco das diferentes r.p.m. selecionadas e gravar seus resultados. Um mínimo de três traços é necessário para produzir um *plot* satisfatório. Quatro traços são desejáveis para produzir um *plot* nas cabeças tendo três ou mais pás de rotor.

Quando a trajetória delineada está completa, uma pá é escolhida como referência. Usualmente, a pá referência é a pá central do *plot* de um sistema de rotor multipá e a pá mais baixa no sistema de rotor dessas pás. Se a pá central ou a pá mais baixa da plot mostra uma característica de voo incomum, outra pá deve ser escolhida como pá de referência.

A trajetória da pá que aparece com o aumento do r.p.m. é uma pá elevada, outra que desce com o aumento da r.p.m., ou a potência, é uma pá de descida.

Quando uma pá elevada e uma pá de descida se encontram no mesmo ponto, é chamado um cruzamento. Por causa das tendências de subida e descida das pás ajustadas imprópriamente, é possível ter todas as pás em um ponto comum em certa r.p.m. e potência, mas fora da trajetória outra r.p.m. ou potência é selecionada.

O erro mais comum na trajetória da pá é trazer as pás com os compensadores somente na r.p.m. de cruzeiro. As pás devem, então, se encontrar no ponto de um cruzamento e se separar em diferentes r.p.m. e potência selecionadas, ou velocidade à frente, o que resultará uma condição fora de trajetória.

A trajetória correta é produzida mantendo uma constante separação das pás, em todas as r.p.m., potência selecionada e velocidade de voo. Uma separação constante pode ser mantida somente pelo ajuste correto dos compensadores. Após uma separação constante ter sido estabelecida com os compensadores, é necessário trazer as pontas das pás num caminho único de rotação com os comandos de inclinação das pás. Dobrando o compensador para cima, a pá subirá, para baixo, ela descera.

A dobra do compensador deverá ser mantida para um mínimo, porque o ângulo do compensador produz um excessivo arrasto nas pás. Os ajustes dos compensadores das pás de

rotor principal (se houver) deverão ser checados para eliminar momentos de desbalanceamento, que aplicarão torque nas pás do rotor.

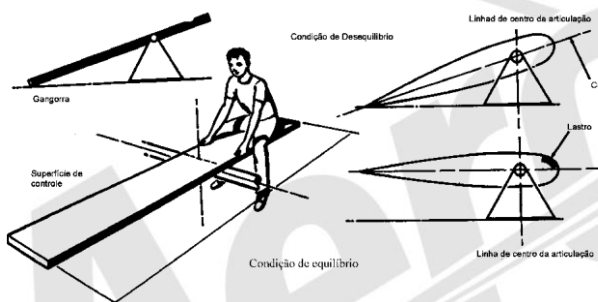
O ajuste do compensador é checado quanto a correção pelo giro do rotor na velocidade prescrita, e assegurando que a coluna do controle do passo cíclico permanece estacionário. Fora de balanceamento aparecerão movimentos de vibração na coluna.

## 2.12 PRINCÍPIOS DE BALANCEAMENTO OU REBALANCEAMENTO

Dos princípios que são essenciais no balanceamento ou rebalanceamento das superfícies de controle, não é difícil compreender se uma simples comparação for usada. Por exemplo, uma gangorra que está desbalanceada deve ser comparada a uma superfície de controle que não teve pesos de balanceamento instalados, como na figura 2-76. Pela ilustração, é fácil compreender como uma superfície de controle tem naturalmente cauda (bordo de fuga) pesada.

A condição de desbalanceamento pode causar uma avaria de flutuação ou vibração na aeronave e, portanto, deve ser eliminada. A melhor solução para isto, é o adicionamento de pesos, internamente, ou no bordo de ataque dos compensadores, ailerons, ou no local apropriado nos painéis de balanceamento. Quando isto é feito certo, existe uma condição de equilíbrio, que pode ser comparada com uma gangorra com uma criança sentada na parte menor da prancha.

O efeito dos momentos nas superfícies de controle pode ser facilmente compreendido pela observação e estudo da gangorra com duas crianças de pesos diferentes, e sentadas em diferentes posições sobre ela.



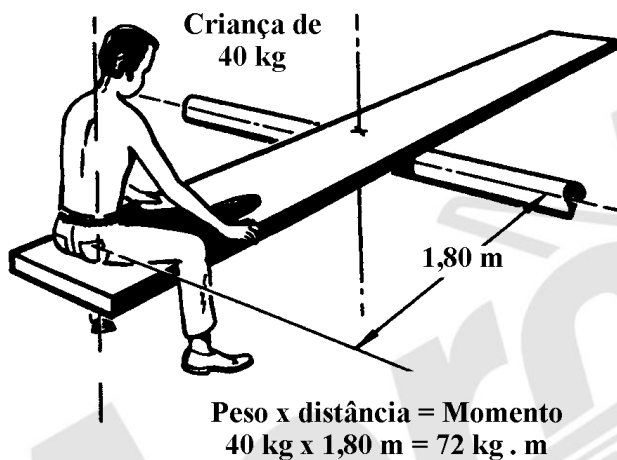
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Fig. 2-20 Condições de equilíbrio e de desequilíbrio.

A figura 2-21 mostra uma gangorra com uma criança de 40 quilos sentada à uma distância de 1,80m do ponto de apoio da mesma. O peso da criança tende a girar a gangorra na direção dos ponteiros do relógio até que toque o chão. Para se nivelar a gangorra ou trazê-la para uma condição de balanceamento, uma criança é colocada na ponta oposta da mesma. A criança deve ser colocada num ponto igual ao momento da criança do lado esquerdo da



gangorra.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-21 Momento.

Suponhamos que a criança seja colocada a uma distância de 2,40m à direita do ponto de apoio. Uma simples fórmula pode ser usada para determinar o peso exato que a criança deve ter para equilibrar ou trazer a gangorra para uma condição de nivelamento. Para se produzir uma condição de balanceamento da gangorra (ou superfície de controle), o momento no sentido anti-horário deve igualar o momento no sentido horário.

O momento é encontrado multiplicando-se o peso pela distância. Portanto, a fórmula para balancear a gangorra é:

$$P_2 \times D_2 = P_1 \times D_1$$

P2 seria o peso desconhecido da segunda criança. D2 seria a distância (em metros) do ponto de apoio até onde a segunda criança está sentada (2,40m). P1 seria o peso da primeira criança (40 kg). D1 seria a distância do ponto de apoio até onde a primeira está sentada (1,80m).

Para encontrar-se o peso da segunda criança torna-se um caso simples de substituição, aplicando-se a fórmula como se segue:

$$\begin{aligned} P_2 \times D_2 &= P_1 \times D_1 \\ P_2 \times 2,40 \text{ m} &= 40\text{kg} \times 1,80\text{m} \\ P_2 &= \frac{72}{2,40} = 30\text{kg} \end{aligned}$$

$$P_2 = 30\text{kg}$$

Assim, o peso da segunda criança teria de ser 30kg. Isto prova a fórmula:

$$30 \text{ kg} \times 2,40 \text{ m} = 40 \text{ kg} \times 1,80 \text{ m}$$

$$72 \text{ kg} \cdot \text{m} = 72 \text{ kg} \cdot \text{m}$$

Isso resultaria numa condição de equilíbrio da gangorra uma vez que o momento no sentido anti-horário em torno do ponto de apoio é igual ao momento no sentido horário em torno do mesmo ponto.

O mesmo efeito é obtido numa superfície de controle, pela adição de peso.

Uma vez que a maioria dos reparos em superfícies de controle são feitos atrás da linha central da dobradiça, resultando numa condição de bordo de fuga pesado, o peso é adicionado adiante da linha central da dobradiça.

O correto peso para o rebalanceamento deve ser calculado e instalado na posição adequada.

### **Rebalanceamento de Superfícies Móveis**

A matéria nesta seção é apresentada somente com o propósito de familiarização, e não deve ser usado num rebalanceamento de superfícies de controle. Instruções explícitas para o balanceamento de superfícies, são dadas nos manuais de serviço, e deve ser seguida com muita atenção.

Após reparos feitos a qualquer hora em superfícies de controle, adicionando-se peso à frente ou atrás da linha central da dobradiça, a superfície de controle deve ser rebalanceada.

Algumas superfícies de controle que estejam desbalanceadas estarão instáveis e não ficarão numa posição aerodinâmica durante o voo normal.

Por exemplo, um aileron que está com o bordo de fuga pesado, se deslocará para baixo quando as asas desviam para cima, e para cima, quando as asas desviam para baixo.

Tais condições podem causar inesperadas e violentas manobras da aeronave. Em casos extremos, trepidações e oscilações podem desenvolver-se a tal ponto, que podem causar a completa perda da aeronave. O rebalanceamento de uma superfície de controle diz respeito ao balanceamento estático e ao dinâmico.

### **Balanceamento Estático**

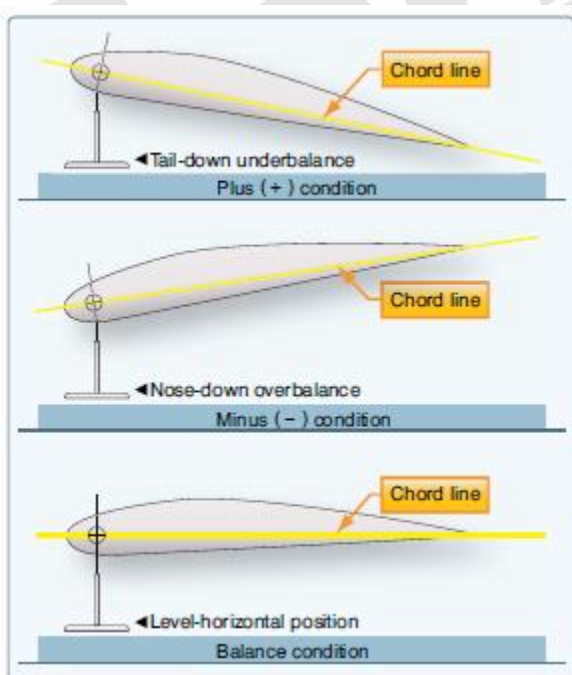
Balanceamento estático é a tendência de um objeto de permanecer parado quando sustentado pelo seu próprio centro de gravidade. Existem duas maneiras pelas quais uma superfície

de controle pode estar desbalanceada estaticamente.

Elas são chamadas de sub-balanceamento e sobrebalanceamento. Quando uma superfície de controle é montada numa posição balanceada, a tendência do movimento do bordo de fuga sob a posição horizontal indica um balanceamento deficiente.

Alguns fabricantes indicam esta condição com um sinal de mais (+).

A figura 2-22A ilustra uma condição de sub-balanceamento de uma superfície de controle. Um movimento para cima, do bordo de fuga, acima da posição horizontal (figura 2-22B), indica sobrebalanceamento. Esse é designado por um sinal de menos (-). Estes sinais mostram a necessidade de peso no ponto correto para conseguir-se uma superfície de controle balanceada, como mostrado na figura 2-22C.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-22 Balanceamento estático das superfícies de controle

Uma condição de cauda pesada (balanceamento estático) causa indesejável desempenho de voo e, normalmente, não é admitida.

Melhores operações de voo são obtidas através de um balanceamento estático com nariz pesado. A maioria dos fabricantes defende a existência de superfícies de controle feitas especificamente para se obter esta condição.

Balanceamento dinâmico é aquela condição na rotação de um corpo, no qual todas as forças de rotação são balanceadas dentro dos mesmos, de modo que nenhuma vibração é produzida enquanto o corpo estiver em movimento.

O balanceamento dinâmico, assim relacionado às superfícies de controle, é um esforço para se manter o equilíbrio quando a superfície é submetida a movimento durante o voo. Implica na colocação de pesos em pontos corretos ao longo da longarina das superfícies. A localização dos pesos será, na maioria dos casos, adiante da linha central da dobradiça.

## 2.13 PROCEDIMENTOS PARA REBALANCEAMENTO

### Requisitos

Reparos na superfície de controle ou seus compensadores, geralmente aumentam o peso atrás da linha central da dobradiça, requerendo um rebalanceamento estático em toda a superfície, bem como em seus compensadores.



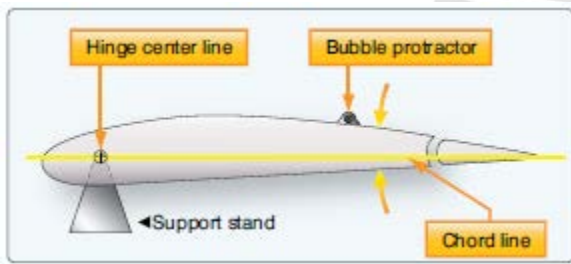
Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*  
Figura 2-23 Gabarito de balanceamento

As superfícies de controle, para serem rebalanceadas, devem ser removidas da aeronave e apoiadas sobre um lugar apropriado, um cavalete ou gabarito de montagem. (figura 2-23)

Os compensadores da superfície devem ser presos numa posição neutra, quando esta superfície estiver montada num local apropriado. Este local deve estar nivelado e ser localizado numa área livre de correntes de ar. A superfície deve ser capaz de girar livre em torno da dobradiça. Uma condição de balanceamento é determinada pelo comportamento do bordo de fuga quando a superfície é suspensa pelos pontos da dobradiça.

Qualquer atrito excessivo resultaria numa falsa reação causando um sub-balanceamento ou sobrebalanceamento da superfície.

Quando a superfície de controle é instalada no local ou gabarito, uma posição neutra deve ser estabelecida pela linha da corda da mesma, na posição horizontal (figura 2-24). Usamos um nivelador para determinar a posição neutra antes de continuarmos com os procedimentos de balanceamento. Às vezes, uma simples checagem visual é o suficiente para determinarmos se a superfície está balanceada ou não.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

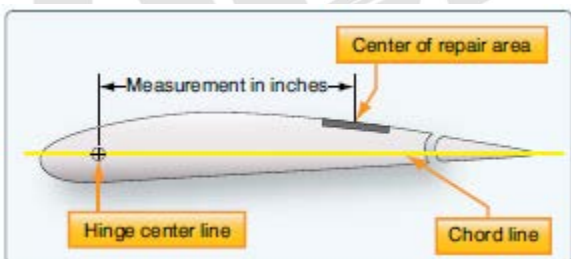
Figura 2-24 Estabelecendo uma posição neutra.

Qualquer compensador, ou outras montagens que permaneçam na superfície durante o balanceamento, devem estar nos seus devidos lugares. Se qualquer das montagens ou partes precisarem ser removidas antes do balanceamento, devem ser removidas.

## 2.14 MÉTODOS

Atualmente, quatro métodos de balanceamento (rebalanceamento) de superfícies de controle, são usados por vários fabricantes de aeronaves. Os quatro métodos são comumente chamados de método de tentativa por peso (tentativa e erro) e método de componentes.

O método de cálculo para o balanceamento de uma superfície de controle é diretamente mencionado, para os princípios de balanceamento discutidos anteriormente. Ele tem uma vantagem sobre os outros métodos, pois pode ser executado sem remover a superfície da aeronave.



Fonte: FAA - Mechanic Training Handbook-Airframe

Figura 2-25 Método de calcular o balanceamento.

Usando-se o método de cálculo, o peso do material da área do reparo, e o peso dos

materiais usados para realizar o reparo, devem ser conhecidos. Subtraindo-se o peso removido do peso acrescido, teremos como resultado o peso líquido, do montante adicionado à superfície.

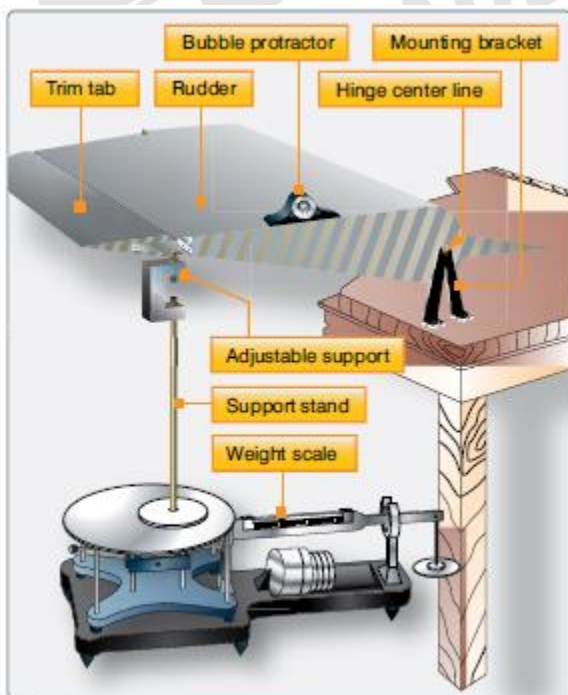
A distância da linha central da dobradiça ao centro da área do reparo é então medida em polegadas. Esta distância deve ser determinada para uma medida mais próxima de um centésimo de polegada. (fig. 2-25).

O próximo passo é multiplicar a distância versus o peso líquido do reparo. Isto resultará resposta em POL-LBS (Polegadas-Libras).

Se as POL-LBS resultantes dos cálculos estiverem dentro das tolerâncias especificadas, a superfície de controle será considerada balanceada. Se não estiver dentro dos limites especificados, consultamos o manual de serviços do fabricante, a fim de sabermos quantos pesos são necessários, materiais usados para pesos, desenhos para fabricação e locais de instalação para se adicionar pesos. O método para o balanceamento de uma superfície de controle requer o uso de uma balança graduada em centésimos de libras. Um local de apoio e gabaritos de balanceamento para a superfície são também requeridos.

A figura 2-26 mostra uma superfície de controle montada para fins de balanceamento.

O uso do método da balança requer a remoção da superfície de controle da aeronave.



Fonte: FAA - *Mechanic Training Handbook-Airframe*

Figura 2-26 Balanceamento de superfície de comando.

