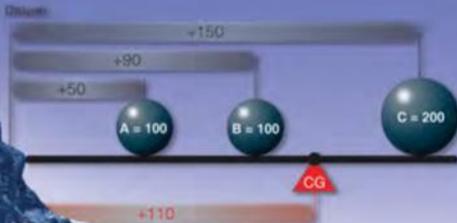
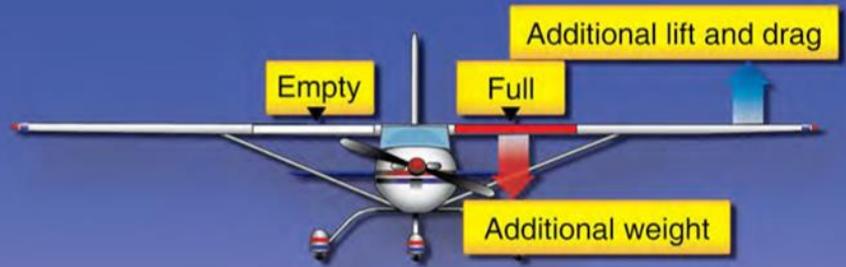


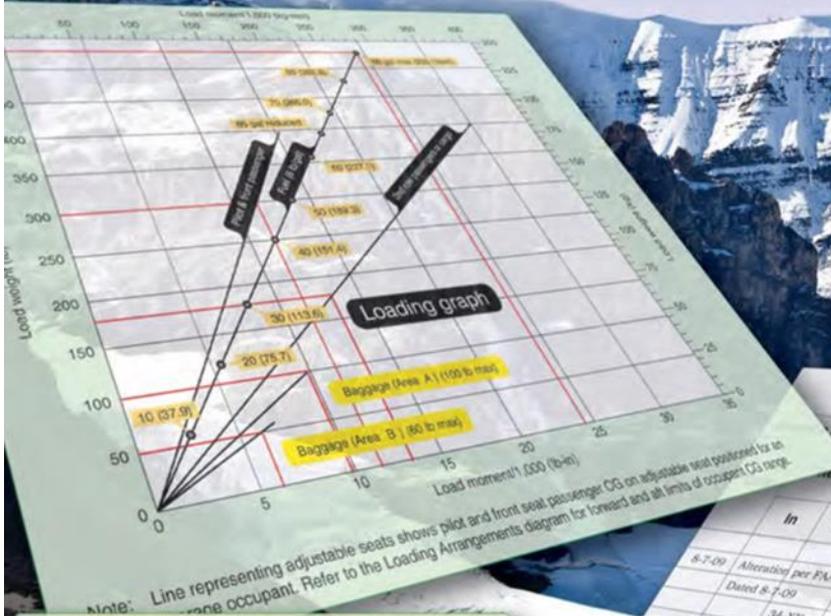
Manual de Peso e Balanceamento de Aeronaves



U.S. Department of Transportation
Federal Aviation Administration



Item	Weight (lb)	Arm (in)	Moment	CG
Weight A	100	-100	-10,000	
Weight B	100	-60	-6,000	
	200		0	
	400		-16,000	-40



Weight and Balance Record
(Continuous history of changes in structure in structure or equipment affecting weight and balance)

Model: Cessna 182L
Serial Number: 18259080

Item No.	Description of article or modification	Weight Change						Page Number
		Added (+)			Removed (-)			
In	Out	Wt. (lb)	Arm (in)	Moment /1,000	Wt. (lb)	Arm (in)	Moment /1,000	Wt. (lb)
8-7-09	Alteration per FAA Form 337							
	As delivered							
	Dated 8-7-09							
34-XY	Turn coordinator	7.38						1,876.6
34-XX	Directional gyro		.346					
22-XY	Auto pilot system	13.0	32.7	.425	-2.5	15.0	-.037	1,883.4
					-3.12	13.5	-.042	1,880.9
								1,877.8
								1,890.8

CG in% MAC = CG in inches from LEMAC x 100 / MAC

= 22.37 x 100 / 61.6

= 36.3% MAC

Manual de Peso e Balanceamento de Aeronaves

2016

Departamento de Transportes dos EUA
ADMINISTRAÇÃO FEDERAL DE AVIAÇÃO
Serviço de Padrões de Voo

Prefácio

O Manual de Peso e balanceamento de Aeronaves foi preparado em reconhecimento à importância da tecnologia de peso e balanceamento na condução de voos seguros e eficientes. O objetivo deste manual é duplo: fornecer ao mecânico de célula e motores de aeronaves o método de determinar o peso vazio e o centro de gravidade de peso vazio (EWCG) de uma aeronave e fornecer à tripulação de voo informações sobre o carregamento e operação da aeronave para garantir que seu peso esteja dentro do limite permitido e que o centro de gravidade (CG) esteja dentro da faixa permitida.

Sempre que há um conflito entre as informações contidas neste manual e informações específicas emitidas por um fabricante de aeronaves, os dados do fabricante prevalecem sobre as informações deste manual. Ocasionalmente, a palavra "deve" ou linguagem semelhante é usada onde a ação desejada é considerada crítica. O uso dessa linguagem não se destina a adicionar, interpretar ou aliviar um dever imposto pelo Código de Regulamentos Federais (14 CFR).

É essencial que as pessoas que utilizam este manual se familiarizem e apliquem as partes pertinentes do 14 CFR. O atual Serviço de Padrões de Voo e Treinamento e teste de material e instruções de aprendizagem para todos os certificados e classificações de pilotos podem ser obtidos a partir de www.faa.gov.

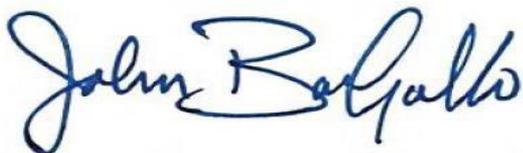
Este manual substitui o FAA-H-8083-1A, Manual de Peso e Balanceamento da Aeronave, datado de 2007.

Este manual está disponível para download, em formato PDF, a partir de www.faa.gov.

Este manual é publicado pelo Departamento de Transportes dos Estados Unidos, Administração Federal de Aviação, Setor de Padrões de Teste de Aeronaves, AFS-630, Caixa Postal 25082, Oklahoma City, OK 73125.

Comentários sobre esta publicação devem ser enviados, em formulário de e-mail, para o seguinte endereço:

AFS630comments@faa.gov.



John S. Duncan
Diretor, Serviço de Padrões de Voo

Introdução

Este manual começa com o princípio básico do controle de peso e balanceamento da aeronave, enfatizando sua importância e incluindo exemplos de documentação fornecidos pelo fabricante da aeronave e pela FAA para garantir que os registros de peso e balanceamento da aeronave contêm os dados adequados.

Procedimentos para a preparação e a pesagem real de uma aeronave são descritos, assim como os métodos de determinar a localização do centro de gravidade de peso vazio (EWCG) em relação tanto ao datum quanto a corda aerodinâmica média (MAC).

Os cálculos de carregamento para aeronaves de aviação geral são discutidos usando gráficos de carregamento e tabelas de índices de peso e momento.

Estão incluídas informações que permitem que um mecânico certificado pela FAA determine as alterações de peso e centro de gravidade (CG) causadas por reparos e alterações ou remoção e instalação de equipamentos. Isso inclui instruções para a realização de verificações de CG com carga adversa, explicando também a maneira de determinar a quantidade e a localização do lastro necessários para levar o CG para dentro dos limites permitidos.

São discutidos os requisitos exclusivos para o controle de peso e balanceamento do helicóptero, incluindo a determinação do CG lateral e a forma como o CG lateral e longitudinal mudam à medida que o combustível é consumido.

Um capítulo inclui os métodos e exemplos de resolução de problemas de peso e balanceamento usando uma calculadora eletrônica portátil, computador de voo E6-B e um computador de voo eletrônico dedicado

Reconhecimentos

O Manual de Peso e Balanceamento da Aeronave (FAA-H-8083-1B) foi produzido pela Administração Federal de Aviação (FAA) com a ajuda da Safety Research Corporation of America (SRCA). A FAA deseja reconhecer os seguintes contribuintes:

Larry Jackson do Serviço de Pesagem de Aeronaves Jackson, pelo conteúdo e fotografias usadas no Capítulo 3

The White Planes Picture Company (www.whiteplanes.com), para as imagens usadas no Capítulo 4

Terri Sipantzi da Precision Windsports, para o controle de mudança de peso e diagrama de carregamento usado no Capítulo 4

AirBorne Windsports Pty Ltd., para controle de peso e formulário de dados de carregamento usado no Capítulo 4

Jim Stevens da Aerosports Connection, para o peso e balanceamento de paraquedas motorizados e informações usadas no Capítulo 4

Sporty's Pilot Shop, para a imagem de um computador de voo E6B usado no Capítulo 10

Tabela de Conteúdos

Capítulo 1 – Controle do Peso e Balanceamento

Capítulo 2 – Teoria do Peso e Balanceamento

Capítulo 3 – Pesando a Aeronave e Determinando o Peso Vazio e Centro de Gravidade

Capítulo 4 – Controle do Peso e Balanceamento de Aeronaves Leves

Capítulo 5 – Cálculo do Peso e Balanceamento de Aeronave Monomotor

Capítulo 6 – Cálculo do Peso e Balanceamento de Aeronave Multi motor

Capítulo 7 – Mudança do Centro de Gravidade Após Reparo ou Modificação

Capítulo 8 – Peso e Balanceamento de Helicóptero

Capítulo 9 – Controle de Peso e Balanceamento: Categoria Commuter e Aeronaves de Grande Porte

Capítulo 10 – Uso de Computador para Cálculo de Peso e Balanceamento

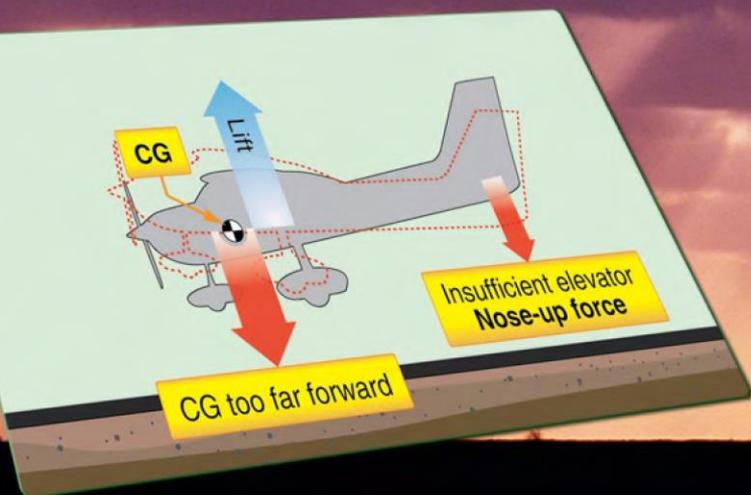
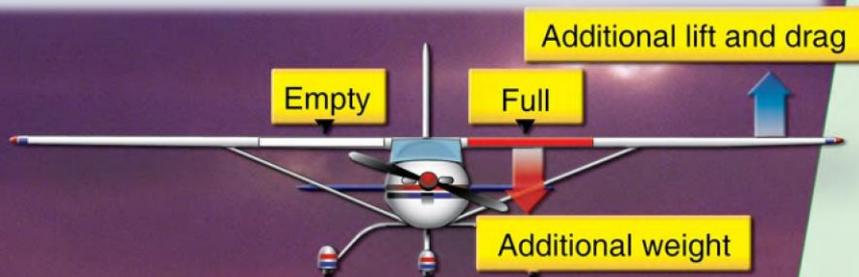
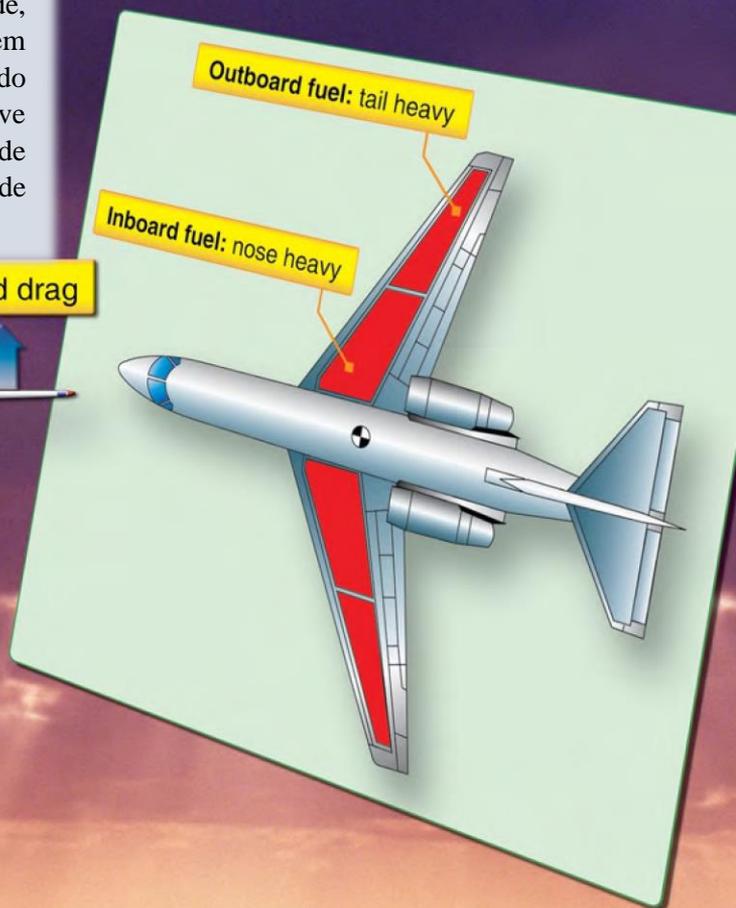
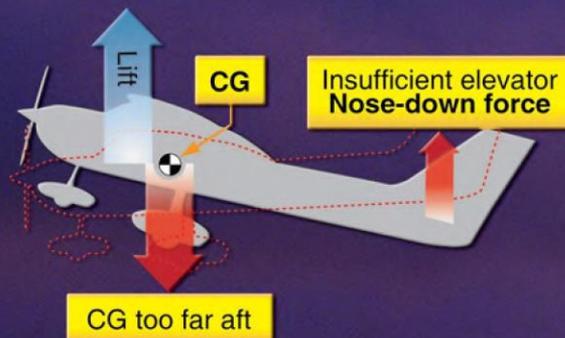
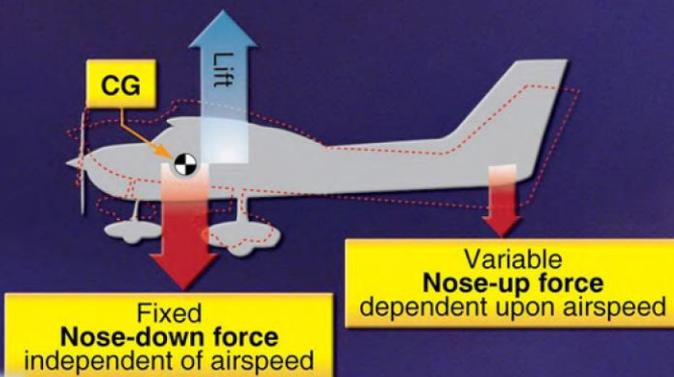
Capítulo 1

Controle do Peso e Balanceamento

Introdução

Existem muitos fatores na operação segura e eficiente das aeronaves, incluindo o controle adequado de peso e balanceamento. O sistema de peso e balanceamento comumente empregado entre as aeronaves consiste em três elementos igualmente importantes: a pesagem da aeronave, a manutenção dos registros de peso e balanceamento, e o carregamento adequado da aeronave. Uma imprecisão em qualquer um desses elementos destrói o propósito do sistema. Os cálculos finais de carregamento não têm sentido se a aeronave tiver sido mal pesada ou os registros contiveram um erro.

O carregamento inadequado diminui a eficiência e o desempenho de uma aeronave do ponto de vista da altitude, manobrabilidade, razão de subida e velocidade. Pode até ser a causa da falha em completar o voo ou, nesse caso, não ter começado o voo. Devido às tensões anormais colocadas sobre a estrutura de uma aeronave inadequadamente carregada, ou por causa das características de pilotagem alteradas da aeronave, a perda de vidas e a destruição de equipamentos valiosos podem resultar.



As aeronaves podem ter um desempenho seguro e alcançar sua eficiência projetada somente quando são operadas e mantidas da maneira que seus projetistas pretendiam. Esta segurança e eficiência são determinadas em grande medida mantendo os parâmetros de peso e balanceamento da aeronave dentro dos limites especificados para seu projeto. O restante deste manual descreve como isso é feito.

Responsabilidade pelo Controle do Peso e Balanceamento

A responsabilidade pelo bom controle do peso e balanceamento começa com os engenheiros e projetistas e se estende aos técnicos que mantêm a aeronave e aos pilotos que as operam. Aeronaves modernas são projetadas utilizando tecnologia e materiais de última geração para alcançar a máxima confiabilidade e desempenho para a categoria pretendida. Por mais cuidado e experiência que se tenha, deve ser exercida uma cautela na operação e manutenção eficientes dessas aeronaves como foi concebido em seu projeto e fabricação:

1. Os projetistas de uma aeronave definem o peso máximo com base na quantidade de sustentação que as asas ou rotores podem fornecer sob as condições operacionais para as quais a aeronave é projetada. A força estrutural da aeronave também limita o peso máximo que a aeronave pode transportar com segurança. Os projetistas determinam cuidadosamente o centro de gravidade ideal (CG) e calculam o desvio máximo permitido deste local específico.
2. O fabricante fornece ao operador da aeronave o peso vazio da aeronave e a localização de seu centro de gravidade de peso vazio (EWCG) no momento em que a aeronave certificada deixa a fábrica. Aeronaves amadoras devem ter essas informações determinadas e disponíveis no momento da certificação
3. O mecânico certificado pela FAA que mantém a aeronave deve manter os registros de peso e balanceamento em dia, registrando quaisquer alterações que tenham sido feitas por causa de reparos ou alterações.
4. O piloto em comando (PIC) tem a responsabilidade antes de cada voo de saber o peso máximo permitido da aeronave e seus limites de CG. Isso permite que o piloto determine durante a inspeção de pré-voo que a aeronave foi carregada de modo que o CG esteja dentro dos limites permitidos.

Terminologia

Pilotos e mecânicos certificados pela FAA devem garantir que eles entendem os termos como se relacionam com a aeronave em questão. Para terminologia de aeronaves de pequeno porte, utilize as informações encontradas em fontes associadas à certificação Civil Air Regulation (CAR) 3 ou General Aviation Manufacturers Association (GAMA) Especificação nº 1 para a parte 23 da aeronave ou parte 27 para helicópteros. Para terminologia aplicada a aeronaves de grande porte, as

informações podem ser encontradas na Circular Consultiva (AC) 120-27, Controle de Peso e Balanceamento da Aeronave. O glossário contém os termos mais atuais e suas definições. As normas vigentes estão disponíveis na Superintendência de Documentos; Escritório de Impressão do Governo dos EUA; Washington, DC 20402. Eles também estão localizados no site da FAA em www.faa.gov. Regulamentos anteriores podem estar disponíveis em bibliotecas ou no Registro Federal.

Controle do Peso

O peso é um fator importante na construção e operação de aviões, e exige respeito de todos os pilotos e diligências particulares por todos os funcionários da manutenção. O peso excessivo reduz a eficiência de uma aeronave e a margem de segurança disponível se uma condição de emergência surgir.

Quando uma aeronave é projetada, ela é feita tão leve quanto a força estrutural necessária permite, e as asas ou rotores são projetados para suportar o máximo de peso permitido. Quando o peso de uma aeronave é aumentado, as asas ou rotores devem produzir sustentação adicional e a estrutura deve suportar não apenas as cargas estáticas adicionais, mas também as cargas dinâmicas impostas por manobras de voo. Por exemplo, as asas de um avião de 3.000 libras devem suportar 3.000 libras em voo nivelado, mas quando o avião é inclinado suavemente ou bruscamente usando um ângulo de inclinação de 60°, a carga dinâmica requer que as asas suportem o dobro disso ou 6.000 libras.

Manobras severas e descoordenadas ou o voo em turbulência pode impor cargas dinâmicas na estrutura grandes o suficiente para causar falhas. De acordo com o Código de Regulamento Federal (14 CFR) parte 23, a estrutura de um avião de categoria normal deve ser forte o suficiente para sustentar um fator de carga de 3,8 vezes o seu peso. Cada quilo de peso adicionado a uma aeronave de categoria normal requer que a estrutura seja forte o suficiente para suportar 3,8 quilos. Uma aeronave operada na categoria utilitário deve sustentar um fator de carga de 4,4 vezes o seu peso, e as aeronaves de categoria acrobática devem ser fortes o suficiente para suportar 6,0 vezes seu peso.

A sustentação produzida por uma asa é determinada por sua forma de aerofólio, ângulo de ataque, velocidade através do ar e densidade do ar. Quando uma aeronave decola de um aeroporto com uma altitude de alta densidade, ela deve acelerar a uma velocidade maior do que seria necessária no nível do mar para produzir sustentação suficiente para permitir a decolagem; portanto, é necessária uma corrida mais longa para decolagem. A distância necessária pode ser maior do que a pista disponível. Ao operar a partir de um aeroporto de alta densidade, o Manual Operacional do Piloto (POH) ou Manual de Voo do Avião (AFM) deve ser consultado para determinar o peso máximo permitido para a aeronave sob as condições de altitude, temperatura, vento e pista.

Efeitos do Peso

A maioria das aeronaves modernas são projetadas de forma que, quando todos os assentos estão ocupados, o compartimento de bagagem está cheio, e todos os tanques de combustível estão cheios, a aeronave está grosseiramente sobrecarregada. Este tipo de projeto requer que o piloto dê grande consideração aos requisitos para cada voo específico. Se for necessário o máximo alcance, os ocupantes ou a bagagem devem ser colocados para trás, ou se a carga máxima deve ser transportada, o tempo de voo, ditado pela quantidade de combustível a bordo, deve ser reduzido.

Sobrecarregar uma aeronave pode criar uma variedade de problemas:

- A aeronave precisa de uma velocidade de decolagem mais alta, o que resulta em uma corrida de decolagem mais longa.
- Tanto a razão quanto o ângulo de subida são reduzidos.
- O teto de serviço é reduzido.
- A velocidade de cruzeiro é reduzida.
- A faixa de cruzeiro é encurtada.
- A manobrabilidade diminuiu.
- Uma corrida de pouso mais longa é necessário porque a velocidade de pouso é maior.
- Cargas excessivas são impostas à estrutura, especialmente ao trem de pouso.

O POH ou AFM inclui tabelas ou gráficos que dão ao piloto uma indicação do desempenho esperado para qualquer peso. Uma parte importante do planejamento cuidadoso do pré-voo inclui uma verificação desses gráficos para determinar se a aeronave está carregada de modo que o voo proposto possa ser feito com segurança

Mudanças de Peso

O peso máximo permitido para uma aeronave é determinado por considerações de projeto. No entanto, o peso operacional máximo pode ser menor do que o peso máximo permitido devido a considerações como altitude de alta densidade ou condições de pistas de alto arrasto causadas por grama molhada ou água na pista. O peso operacional máximo também pode ser limitado pelo comprimento da pista do aeroporto de partida ou chegada.

Uma consideração importante é a distribuição da carga na aeronave. Carregar a aeronave para que o peso bruto seja menor do que o máximo permitido não é suficiente. Este peso deve ser distribuído para manter o CG dentro dos limites especificados no POH ou AFM

Se o CG for muito para a frente, um passageiro pesado pode ser movido para um dos bancos traseiros ou a bagagem pode ser deslocada de um compartimento de bagagem da frente para um compartimento traseiro. Se o CG estiver muito longe, o peso do passageiro ou a bagagem podem ser deslocados para a frente. A carga de combustível deve ser equilibrada lateralmente. O

piloto deve prestar especial atenção ao POH ou AFM sobre a operação do sistema de combustível, a fim de manter a aeronave equilibrada em voo.

O peso e o balanceamento de um helicóptero são muito mais críticos do que para um avião. Alguns helicópteros podem estar devidamente carregados para decolagem, mas perto do fim de um longo voo quando os tanques de combustível estão quase vazios, o CG pode ter se deslocado o suficiente para que o helicóptero fique fora de balanceamento lateral ou longitudinal. Antes de fazer qualquer voo longo, o CG com o combustível disponível para pouso deve ser verificado para garantir que ele esteja dentro do alcance permitido.

Aviões com assentos em tandem normalmente têm uma limitação que exige que o voo solo seja feito a partir do banco da frente em alguns aviões ou do banco traseiro em outros. Alguns dos helicópteros menores também exigem que o voo solo seja feito a partir de um assento específico, seja à direita, à esquerda ou ao centro. Essas limitações de assentos são colocadas em um cartaz, geralmente no painel de instrumentos, e devem ser rigorosamente seguidas.

À medida que uma aeronave envelhece, seu peso geralmente aumenta devido a detritos e sujeira que se depositam em locais de difícil acesso e umidade absorvida no isolamento termo-acústico da cabine. Este aumento de peso é normalmente pequeno, mas só pode ser determinado pesando com precisão a aeronave.

Mudanças no equipamento fixo podem ter um grande efeito sobre o peso da aeronave. Muitas aeronaves estão sobrecarregadas pela instalação de rádios ou instrumentos extras. Felizmente, a substituição de equipamentos eletrônicos mais antigos e pesados por tipos mais novos e leves resulta em uma redução de peso. Essa mudança de peso, por mais útil que seja, pode fazer com que o CG mude, que deve ser computado e anotado no registro de peso e balanceamento.

Manutenções e alterações são as principais fontes de mudança de peso. É responsabilidade do mecânico que fizer qualquer reparo ou alteração saber o peso e a localização de uma mudança, calcular o CG, registrar o novo peso vazio e EWCG no peso da aeronave e registro de balanceamento, e atualizar as listas de equipamentos.

Se o EWCG recém-calculado acontecer de ficar fora da faixa EWCG, é necessário realizar uma verificação de carregamento adverso. Isso requer uma verificação de carregamento adverso para frente e para trás e uma verificação de peso máximo. Estas condições extremas de peso e balanceamento representam a posição do CG máxima para frente e para trás da aeronave. Uma verificação de carregamento adverso é uma tentativa deliberada de carregar uma aeronave de uma maneira que cria a condição de balanceamento mais crítica e ainda permanece dentro dos limites de CG de projeto da aeronave. Se alguma das verificações ficar fora do alcance do CG carregado, a aeronave deve ser reconfigurada ou colocada uma placa para evitar que o piloto carregue a aeronave incorretamente. Às vezes é possível instalar um lastro fixo para que a aeronave volte a operar dentro da faixa de CG normal.

O mecânico que conduz uma inspeção anual ou de condições deve garantir que os dados de peso e balanceamento nos registros da aeronave sejam atuais e precisos. É responsabilidade do PIC usar os dados de peso e balanceamento mais atuais ao operar a aeronave.

Controle de Estabilidade e Balanceamento

O controle de balanceamento refere-se à localização do CG de uma aeronave. Isso é de importância primária para a estabilidade das aeronaves, que é um fator na segurança de voo. O CG é o ponto em que o peso total da aeronave está supostamente concentrado, e o CG deve estar localizado dentro de limites específicos para um voo seguro. Tanto o balanceamento lateral quanto o longitudinal são importantes, mas a principal preocupação é o balanceamento longitudinal; ou seja, a localização do CG ao longo do eixo longitudinal.

Um avião foi projetado para ter estabilidade que permite que ele seja compensado para manter voos em linha reta e nivelado com as mãos fora dos controles. A estabilidade longitudinal é mantida, garantindo que o CG esteja ligeiramente à frente do centro de sustentação. Isso produz uma força fixa de nariz para baixo independente da velocidade. Isso é equilibrado por uma força de nariz variável, que é produzida por uma força aerodinâmica descendente nas superfícies horizontais da cauda

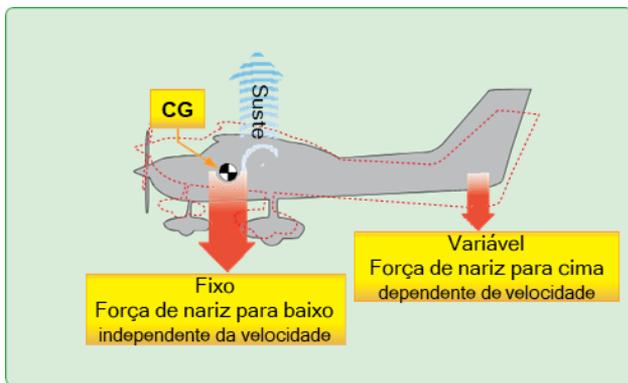


Figura 1-1. Forças longitudinais agindo em um avião em voo.

que varia diretamente com a velocidade. [Figura 1-1] Se uma corrente de ar em ascensão faz com que o nariz se levante, o avião desacelera e a força descendente na cauda diminui. O peso concentrado no CG puxa o nariz de volta para baixo. Se o nariz cair em voo, a velocidade aumenta e a carga descendente da cauda é aumentada levando o nariz de volta ao nível de voo

Enquanto o CG for mantido dentro dos limites permitidos para o seu peso, o avião tem estabilidade longitudinal adequada e controle. Se o CG fica muito longe, ou muito perto do centro de sustentação; o avião é instável e difícil de recuperar de um estol.

[Figura 1-2] Se o avião instável entrar em parafuso, o giro pode tornar-se chato tornando a recuperação difícil ou impossível. Se o CG estiver muito para a frente, a carga da cauda para baixo precisa ser aumentada para manter o voo de nível. Este aumento da carga da cauda tem o mesmo efeito que carregar peso

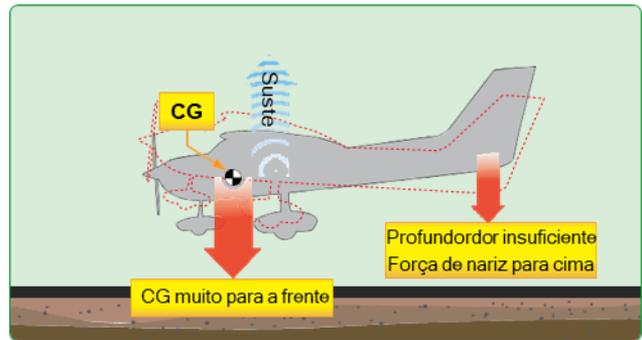


Figura 1-2. Se o CG está muito longe na baixa velocidade em um estol, pode não haver curso de manche suficiente para baixar o nariz para a recuperação.

adicional; a aeronave deve voar em um ângulo de ataque mais alto e o arrasto aumenta.

Um problema mais grave causado pela CG estar muito longe é a falta de curso suficiente do profundor. Em baixas velocidades de decolagem, o profundor pode não produzir força suficiente para rodar; ao pousar pode não haver força suficiente para fazer o arredondamento do avião. [Figura 1-3] Tanto as corridas de decolagem quanto as de pouso são alongadas se o CG estiver muito avançado. O projeto básico da aeronave é tal que a simetria lateral é assumida como existente. Para cada item de peso adicionado à esquerda da linha central da aeronave (também conhecida como linha zero ou BL-0), geralmente há um peso igual em um local correspondente à direita.

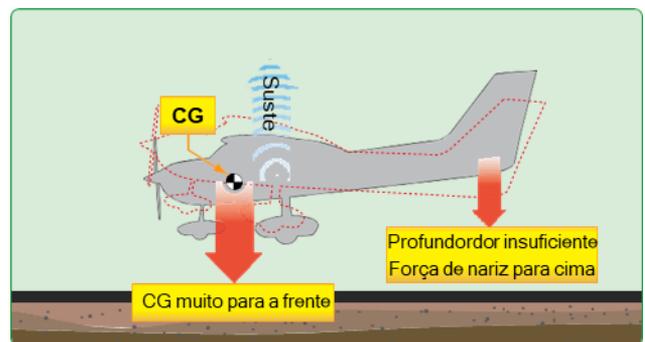


Figura 1-3. Se o CG está muito para a frente, não há força suficiente para arredondar o avião para pousar.

O balanceamento lateral pode ser perturbado por carregamento de combustível irregular ou consumo. A posição do CG lateral normalmente não é calculada para um avião, mas o piloto deve

estar ciente dos efeitos adversos resultantes de uma condição lateralmente desequilibrada. [Figura 1-4] Isso é corrigido usando a superfície de compensação de aileron até que o combustível suficiente tenha sido usado do tanque no lado pesado para equilibrar o avião. A superfície de compensação desvia o aileron para produzir sustentação adicional no lado pesado, mas também produz arrasto adicional, e o avião voa ineficientemente



Figura 1-4. O desbalanceamento lateral causa o peso das asas, que pode ser corrigido desviando o aileron. A sustentação adicional causa arrasto adicional, e o avião voa ineficientemente

Helicópteros são mais frequentemente afetados pelo desbalanceamento lateral do que por aviões. Se um helicóptero está carregado com ocupantes pesados e combustível do mesmo lado, pode estar desequilibrado o suficiente para torná-lo inseguro para voar. Também é possível que, se cargas externas forem transportadas em tal posição que exija um grande deslocamento lateral do controle cíclico para manter o nível de voo, a eficácia do controle cíclico de frente e de cauda é limitada.

Os aviões de asa enflexada são mais críticos devido ao desbalanceamento de combustível porque, como o combustível é usado a partir dos tanques de cauda, o CG muda para a frente. Como o combustível é usado a partir dos tanques de bordo, o CG muda para trás. [Figura 1-5] Por essa razão, o gerenciamento de uso de combustível em operações de aviões de asa enflexada é fundamental.

Controle de Peso para Aeronaves que não sejam de Asas Fixas e de Rotor

Algumas aeronaves leves utilizam diferentes métodos de determinação de peso e balanceamento a partir das aeronaves tradicionais de asas fixas e de rotor. Estas aeronaves alcançam o controle de voo por métodos diferentes do avião de asa fixa ou helicóptero. O mais notável deles são aeronaves de controle de mudança de peso (WSC) (também conhecidas como trikes), paraquedas motorizados e balões. Essas aeronaves normalmente não especificam uma gama EWCG ou uma gama CG. Eles exigem apenas um peso máximo certificado ou aprovado. Para entender por que isso é assim, uma olhada em como o controle de voo é realizado é interessante.

Aviões e aeronaves WSC controlam o voo sob a influência das mesmas quatro forças (sustentação, gravidade, empuxo e arrasto), e em torno dos mesmos três eixos (arfagem, guinada e

rolagem). No entanto, cada aeronave realiza esse controle de uma maneira muito diferente. Essa diferença ajuda a explicar por que o avião de asa fixa requer um peso estabelecido e um CG conhecido, enquanto a aeronave WSC requer apenas o peso conhecido.

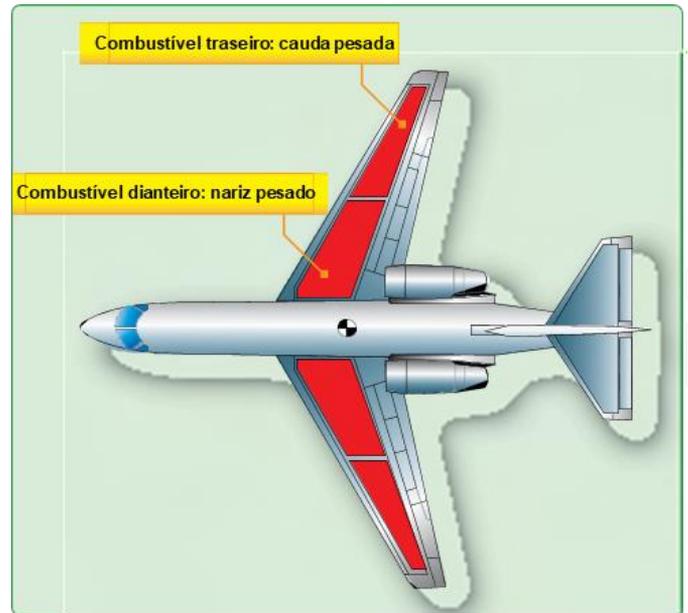


Figura 1-5. O combustível nos tanques de um avião de asa enflexada afeta o balanceamento lateral e longitudinal. Como o combustível é usado a partir de um tanque de cauda, o CG muda para a frente.

O avião de asa fixa tem controles móveis que alteram a sustentação em várias superfícies para variar a atitude, rolagem e guinada. Por sua vez, essas mudanças na sustentação afetam as características dos parâmetros de voo. O peso normalmente diminui no voo devido ao consumo de combustível, e o CG do avião muda com essa redução de peso. Um avião utiliza seus controles de voo variável para compensar e manter a controlabilidade através dos vários modos de voo e à medida que o CG muda. Um avião tem uma faixa de CG ou envelope dentro do qual deve permanecer para que os controles de voo permaneçam eficazes e o avião operado com segurança.

Aeronave de controle por mudança de peso

A aeronave WSC tem uma plataforma de asa relativamente definida sem cauda. O piloto consegue o controle mudando de peso. No projeto desta aeronave, o peso da aeronave e sua carga é anexado à asa em um único ponto em um arranjo de pêndulo. O piloto, através dos controles de voo, controla o braço deste pêndulo e, assim, controla a aeronave. Quando uma mudança no parâmetro de voo é desejada, o piloto desloca o peso da aeronave pela distância e direção apropriadas. Esta mudança momentaneamente interrompe o balanceamento entre as quatro forças que atuam na aeronave. A asa, devido à sua estabilidade inerente, move-se adequadamente para restabelecer a relação desejada entre essas forças; a asa flexiona e altera sua forma. À medida que a forma é alterada, a sustentação é variada em diferentes pontos da asa para alcançar os parâmetros de voo

desejados. Os controles de voo afetam principalmente os eixos de atitude e rolagem. Como não há plano de cauda vertical, há um controle mínimo ou não de guinada. Ao contrário de um avião, o CG experimentado pela asa da aeronave WSC permanece constante. Uma vez que o peso da estrutura age através de um único ponto (o ponto de fixação da asa), a faixa sobre a qual o peso pode agir é fixada no braço ou comprimento do pêndulo. Embora o peso diminua à medida que o combustível é consumido, o peso permanece focado no ponto de fixação. Como o intervalo é fixo, não há necessidade de estabelecer uma faixa calculada. O piloto deve consultar o POH e as Instruções de Operação da Aeronave (AOI) para obter o peso máximo de decolagem e os limites mínimos e máximos de peso do assento antes de cada voo

Paraquedas motorizados

O paraquedas motorizado também é uma aeronave no estilo pêndulo. Sua estrutura de CG é fixada no ponto de anexação do pêndulo. É mais limitado em controlabilidade do que a aeronave WSC porque não possui um controle de atitude aerodinâmico. O controle de atitude (e sustentação) é principalmente uma função do controle de potência. O aumento da potência resulta em aumento da sustentação; a potência de cruzeiro equivale ao voo nivelado; diminuição da potência causa uma descida. Devido a essa característica, a aeronave é basicamente uma aeronave de velocidade. Mais uma vez, como o CG está fixado no ponto de conexão da asa, não há faixa de CG. Assim como no WSC, o piloto deve consultar o POH ou AOI para obter o peso máximo de decolagem e os limites mínimos e máximos de peso do assento antes de cada voo

O controle de rolagem em um paraquedas motorizado é alcançado alterando a forma da asa. A mudança é obtida variando o comprimento das linhas de direção presas às bordas de fuga da asa. A borda do paraquedas é puxada ligeiramente para baixo de um lado ou de outro para criar maior arrasto ao longo desse lado. Esta mudança no arrasto cria a rolagem e a guinada, permitindo que a aeronave seja direcionada.

Balões

O balão é controlado pelo piloto apenas na dimensão vertical; isso contrasta com todas as outras aeronaves. Ele consegue este controle através do uso de sustentação e peso. O vento fornece todos os outros movimentos. O CG da gôndola permanece constante sob o envelope do balão. Como no WSC e aeronaves de paraquedas motorizados, não há limitação de CG.

Subestimando a Importância do Peso e do Balanceamento

Muitos pilotos, do piloto esportivo ao piloto comercial, tendem a subestimar a importância do peso adequado e do balanceamento de suas aeronaves. Os formulários de carga são tomados como garantidos e os cálculos do CG da aeronave são feitos apressadamente. Infelizmente, a cada ano há uma série de acidentes relacionados a problemas de peso e balanceamento.

Muitas dessas ocorrências poderiam ter sido evitadas se mais atenção tivesse sido dada ao peso e ao balanceamento.

Cada piloto aluno é ensinado a trabalhar um problema de peso e balanceamento e que é importante garantir que cada voo seja carregado "dentro do envelope" (não mais do que o peso máximo bruto) tanto para decolagem quanto para pouso. Mas será que ele realmente entende exatamente por que isso é assim e o efeito desastroso de estar fora do envelope? Dois exemplos de casos documentados são fornecidos abaixo, em um esforço para indicar a natureza séria da manutenção do peso e balanceamento adequados. Em estudos de caso em que o peso e o balanceamento foram listados como o principal fator do acidente, muitos foram fatais.

Por exemplo, uma aeronave pequena estava carregada com caçadores, equipamentos e cães (nenhum dos cães estava preso dentro da aeronave). Durante a decolagem, todos os cães foram para a cauda do avião. Isso mudou o CG indo além do seu limite permitido. O avião estolou e caiu. O avião foi destruído com baixas.

Outro acidente ocorreu quando um grupo de paraquedistas estava sentado no chão em direção à parte da cauda do avião (eles não estavam amarrados). Durante a decolagem, o CG foi novamente muito além de seu limite de cauda. O avião estolou e caiu. O avião foi destruído com baixas.

Há um fator de segurança embutido na fórmula para o peso bruto máximo. Qualquer avião pode voar quando decola com um peso maior que o peso bruto máximo se a pista for longa o suficiente e a altitude densidade for baixa o suficiente. No entanto, o pouso é uma questão diferente. Todos os aviões são construídos para resistir a um pouso brusco ocasional, mas o que aconteceria se o pouso brusco fosse combinado com um avião substancialmente acima do peso? Algo provavelmente quebraria naquele momento ou a estrutura seria enfraquecida o suficiente para quebrar em algum momento no futuro, quando tudo poderia parecer normal para um piloto sem saber da situação anterior. Ainda mais desastroso do que um excesso de peso, o pouso brusco está atingindo ou excedendo a integridade estrutural dos metais e/ou composto ao manobrar ou quando uma turbulência é encontrada. Danos ocultos podem resultar, causando uma falha catastrófica inesperada em algum momento futuro.

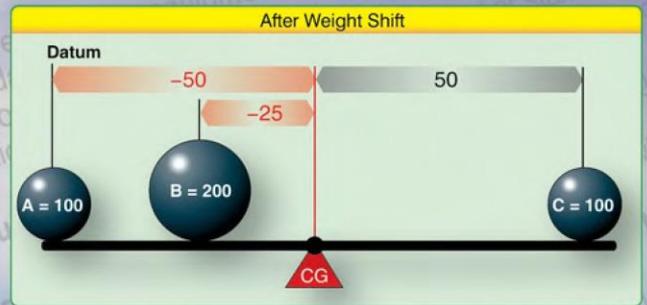
Se um avião é certificado com um peso bruto máximo de 6.000 libras (seu peso no chão) e é inclinado em 60°, as forças exercidas fazem com que ele se sinta como se pesasse 12.000 libras. Em seu peso bruto certificado máximo, não há problema porque a aeronave é operada dentro de suas cargas de manobra certificadas. Mas carregado a 8.000 libras com uma inclinação de 60° ou uma puxada abrupta, de repente pesa 16.000 libras e pode não ser capaz de suportar! Mesmo que pudesse, provavelmente haveria danos internos de estresse que apareceriam em voos futuros

Capítulo 2

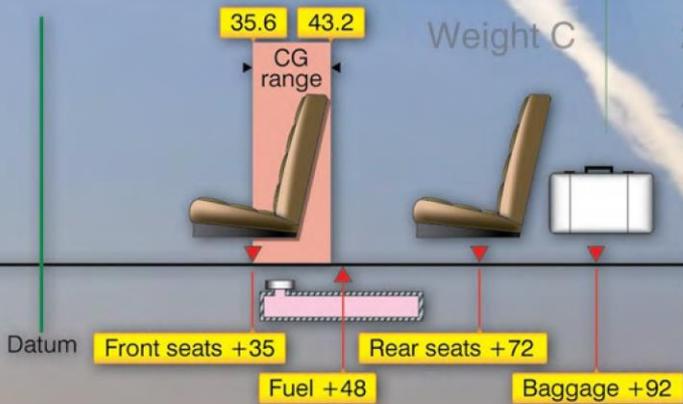
Teoria do Peso e Balanceamento

Introdução

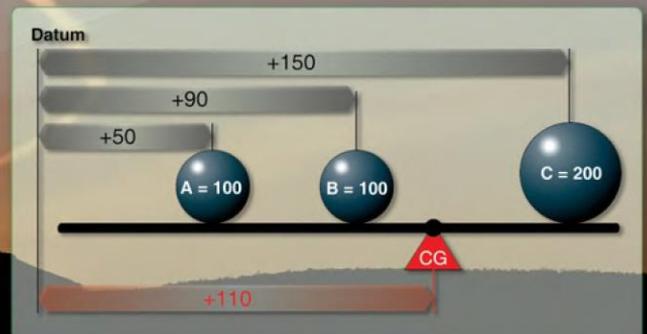
Peso e balanceamento em aeronaves é baseado na lei da alavanca. Este capítulo discute a aplicação da lei da alavanca e suas aplicações em relação à localização do ponto de balanceamento de uma viga ou alavanca na qual vários pesos são localizados ou deslocados. O capítulo também discute a documentação referente ao peso e balanceamento fornecida pela Federal Aviation Administration (FAA) e pelos fabricantes de aeronaves.



Item	Weight (lb)	Arm (in)	Moment	CG
Weight A	100	50	5,000	
Weight B	100	90	9,000	
Weight C	200	150	30,000	
	400		44,000	



Item	Weight (lb) 2,300 max	Arm (in)	Moment	CG +35.6 to +43.2
Airplane	1,340	37	49,580	
Front seats	255	35	8,925	
Rear seats	309	72	22,248	
Fuel	240	48	11,520	
Baggage	50	92	4,600	
	2,194		96,873	44.1



Teoria do Peso e Balanceamento

Dois elementos são vitais nas considerações de peso e balanceamento de uma aeronave.

- O peso total da aeronave não deve ser maior do que o peso máximo permitido pela FAA para o fabricante e modelo da aeronave.
- O centro de gravidade (CG), ou o ponto em que todo o peso da aeronave é considerado concentrado, deve ser mantido dentro do limite permitido para o peso operacional da aeronave.

Braço

O braço é geralmente medido e expresso em polegadas e refere-se à distância horizontal entre o CG de um item ou objeto e o datum, um ponto a partir de onde todas as medidas são tomadas. Os braços à esquerda do datum são negativos (-) e os à direita do datum são positivos (+). O datum é um plano vertical imaginário do qual todas as distâncias horizontais são medidas para fins de balanceamento. A posição do datum de referência varia de acordo com o projeto da aeronave e o fabricante. Quando o datum está localizado fora da alavanca e à esquerda, todos os braços são positivos e erros computacionais são minimizados. Nota: Quando o datum é estabelecido à frente da aeronave, por exemplo, no nariz da aeronave, todos os braços são positivos e erros computacionais são minimizados.

Momento

Um momento é uma força que tenta causar rotação e é o produto do braço, em polegadas, e o peso, em libras. Os momentos são geralmente expressos em libras-polegadas (lb-in) e podem ser positivos ou negativos.

A Lei da Alavanca

Os problemas de peso e balanceamento baseiam-se na lei física da alavanca. Esta lei estabelece que uma alavanca é equilibrada quando o peso de um lado do fulcro (um ponto pivô para a alavanca) multiplicado pelo seu braço é igual ao peso no lado oposto multiplicado pelo braço. Em outras palavras, a alavanca é equilibrada quando a soma dos momentos sobre o fulcro é zero. Esta é a condição em que os momentos positivos (aqueles que tentam girar a alavanca no sentido horário) são iguais aos momentos negativos (aqueles que tentam girá-la no sentido anti-horário). Em uma aeronave, o ponto de balanceamento é referido como o CG.

Uma das formas mais fáceis de entender o peso e o balanceamento é considerar uma alavanca com pesos colocados em vários locais. O ponto de balanceamento ou CG da alavanca pode ser alterado movendo os pesos mais perto ou mais longe do fulcro ou aumentando ou diminuindo os pesos. O ponto de balanceamento ou CG de uma alavanca pode ser determinado usando estas quatro etapas:

1. Meça o braço de cada peso em polegadas do datum.

2. Multiplique cada braço pelo seu peso em libras para determinar o momento em libras-polegadas de cada peso.
3. Determine o total de todos os pesos e de todos os momentos. (Desconsidere o peso da alavanca).
4. Divida o momento total pelo peso total para determinar o ponto de balanceamento.

Considere estes fatos sobre a alavanca na *Figura 2-1*. O peso de 100 quilos A está localizado 50 polegadas à esquerda do fulcro (o datum, neste caso), e tem um momento de $100 \times -50 = -5.000$ lb-in. O peso B de 200 quilos está localizado 25 polegadas à direita do fulcro, e seu momento é de $200 \times +25 = +5.000$ lb-in. Na *Figura 2-2*, a soma dos momentos é de $-5.000 + 5.000 = 0$, e a alavanca é equilibrada. As forças que tentam girá-lo no sentido horário têm a mesma magnitude que aquelas que tentam girá-lo no sentido anti-horário. Se o peso for movido ou alterado, o ponto de balanceamento ou CG muda e a alavanca fica desequilibrada.

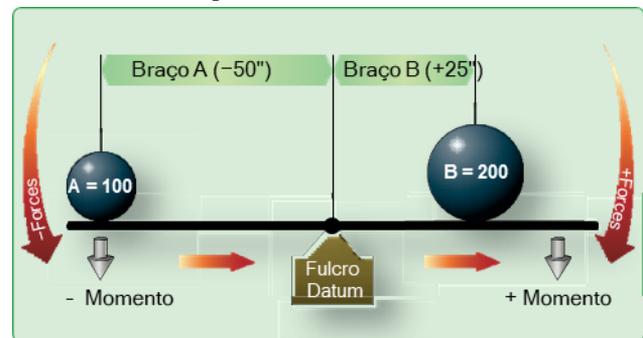


Figura 2-1 Alavanca de balanceamento

Item	Peso (lb)	Braço (in)	Momento (lb-in)
Peso A	100	-50	-5.000
Peso B	200	+25	+5.000
	300		0

Figura 2-2. Localização dos pontos de balanceamento.

Na *Figura 2-3*, o datum está localizado fora da alavanca à esquerda do peso A. Utilizando as informações fornecidas na

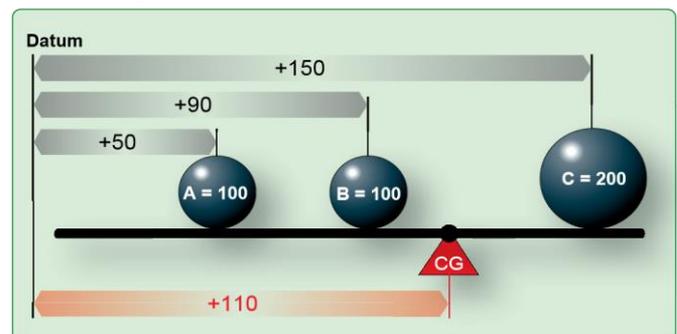


Figura 2-3. Datum da alavanca de equilíbrio localizado fora da alavanca.

Figura 2-3, determinar o ponto de balanceamento fazendo um gráfico como o da Figura 2-4.

Item	Peso (lb)	Braço (in)	Momento	CG
Peso A	100	50	5,000	
Peso B	100	90	9,000	
Peso C	200	150	30,000	
	400		44,000	110

Figura 2-4. Encontrar o ponto de balanceamento com datum localizado fora da alavanca.

Como observado na Figura 2-4, A pesa 100 libras e está a 50 polegadas do datum; B pesa 100 quilos e está a 90 polegadas do datum; C pesa 200 quilos e está a 150 polegadas do datum. O total dos pesos é de 400 libras, e o momento total é de 44.000 lb-in.

Determine o ponto de balanceamento dividindo o momento total pelo peso total. Um ponto de balanceamento é igual ao CG e pode ser matematicamente escrito como:

$$CG = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}}$$

Para provar que este é o balanceamento correto, mova o datum para um local de 110 polegadas à direita do datum original e determine o braço de cada peso deste novo datum. [Figura 2-5] Em seguida, faça um novo gráfico semelhante ao da Figura 2-6. Se o ponto de balanceamento estiver correto, a soma dos momentos é zero.

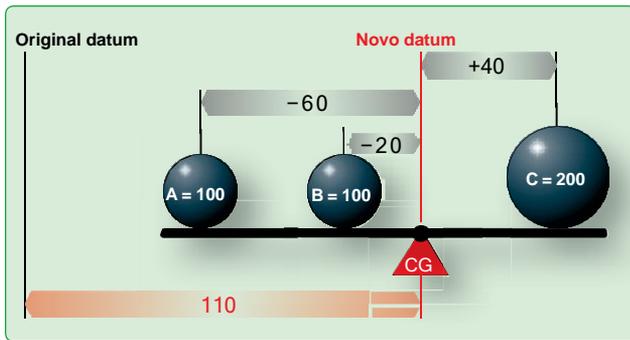


Figura 2-5. Localização do ponto de balanceamento

Item	Peso (lb)	Braço (in)	Momento (lb-in)
Peso A	100	-60	-6,000
Peso B	100	-20	-2,000
Peso C	200	+40	+8,000
			0

Figura 2-6. Provando que o ponto de balanceamento com três pesos está correto

O novo braço de peso A é de 60 polegadas (a diferença entre 110 e 50), e como esse peso está à esquerda do datum seu sinal é negativo ou -60 polegadas. O novo braço do peso B é de 20 polegadas (110 - 90), e está à esquerda do datum, por isso é -20; o novo braço de peso C é de 40 polegadas (150 - 110). Está à direita do datum e, portanto, é positivo.

A alavanca está equilibrada quando a soma dos momentos é zero. A localização do datum utilizado para determinar os braços dos pesos não é importante; pode ser em vários locais, mas todas as medidas devem ser feitas a partir do mesmo local do datum.

O procedimento para encontrar o ponto de balanceamento é o mesmo em qualquer lugar onde o datum está localizado. Na Figura 2-7, o datum está localizado em C. O peso A tem um braço de -100 polegadas (negativo porque é à esquerda) do datum e o peso B tem um braço de -60 polegadas do datum. A tabela na Figura 2-8 é usada para determinar o novo ponto de balanceamento.

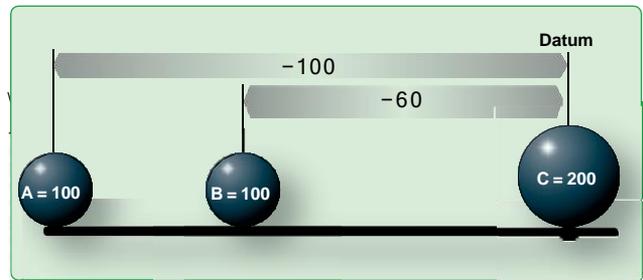


Figura 2-7. Localização do ponto de balanceamento com datum em C

Item	Peso (lb)	Braço	Momento	Cg
Peso A	100	-100	-10,000	
Peso B	100	-60	-6,000	
Peso C	200		0	
	400		-16,000	-40

Figura 2-8. Determinando novo ponto de balanceamento

Para verificar se este é o ponto de balanceamento correto, mova o datum 40 polegadas para a esquerda do datum original e determine o braço de cada peso deste novo datum como na Figura 2-9.

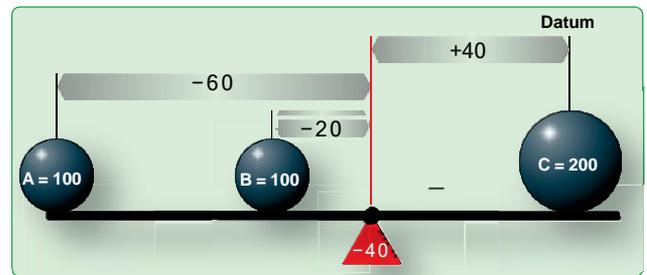


Figura 2-9. Localização ponto de equilíbrio com datum à esquerda do original.

O novo braço para o peso A seria $-100 + 40 = -60$; para o peso B, $-60 + 40 = -20$; e ponto C, é $+40$. A alavanca está equilibrada e o ponto de balanceamento está correto quando a soma dos momentos é zero. [Figura 2-10]

Item	Peso (lb)	Braço (in)	Momento (lb-in)
Peso A	100	-60	-6,000
Peso B	100	-20	-2,000
Peso C	200	+40	+8,000
			0

Figure 2-10. Provando que o novo ponto de balanceamento está correto

Mudando o Ponto de Balanceamento ou CG

Um problema comum de peso e balanceamento envolve mover ou deslocar peso de um ponto para outro, a fim de mover o ponto de balanceamento ou CG para um local desejado. Isso pode ser demonstrado usando uma alavanca com três pesos para resolver o problema.

Solução por Gráfico

Como a alavanca está carregada na Figura 2-11, ela se equilibra em um ponto de 72 polegadas do CG do peso A.

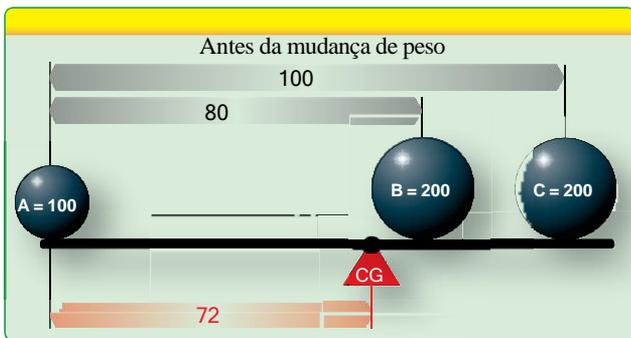


Figura 2-11. Localização ponto de balanceamento com três pesos.

Para deslocar o peso B para que a alavanca se equilibre sobre seu centro, 50 polegadas do CG de peso A, primeiro determine o braço do peso B que produz um momento que faz com que o momento total dos três pesos em torno deste ponto de balanceamento desejado seja zero. O momento combinado de pesos A e C em torno deste novo ponto de balanceamento é de 5.000 lb-in, então o momento do peso B deve ser de - 5.000 lb-in para a alavanca equilibrar. [Figura 2-12]

Item	Peso (Lb)	Braço	Momento (lb-in)
Peso A	100	-50	-5.000
Peso B			
Peso C	200	+50	+10,000
			+5,000

Figura 2-12. Provando que o novo ponto de balanceamento está correto.

Determine o braço do peso B dividindo seu momento, -5.000 lb-in, pelo seu peso de 200 libras. O braço é de 25 polegadas. Para equilibrar a alavanca no centro, o peso B deve ser colocado para que seu CG seja de 25 polegadas à esquerda do centro da alavanca. [Figura 2-13]

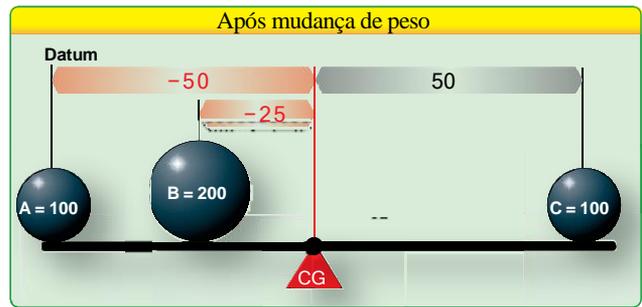


Figura 2-13. Distribuição do peso para equilibrar a alavanca.

A Figura 2-14 indica que a mudança do peso retratada na Figura 2-13 permite que a alavanca se equilibre, pois a soma dos momentos é zero.

Item	Peso (Lb)	Braço	Momento (lb-in)
Peso A	100	-50	-5.000
Peso B	200	-25	-5.000
Peso C	200	+50	+10,000
			0

Figura 2-14. Mudança do peso fornece o CG correto.

Equação básica de peso e balanceamento

As seguintes fórmulas podem ser usadas para determinar que a distância do peso deve ser deslocada para obter uma alteração desejada no CG local. A equação também pode ser reorganizada para fins da quantidade de peso necessária para ser deslocada para mover o CG para um local desejado, para encontrar a distância que o CG é movido quando uma quantidade especificada de peso é deslocada, ou para encontrar o peso total que permitiria deslocar uma quantidade específica de peso para mover o CG a uma determinada distância.

$$\frac{\text{Peso a ser movido}}{\text{Peso total}} = \frac{\Delta \text{CG}}{\text{Distância que o peso é movido}}$$

$$\text{Peso total} = \frac{\text{Peso movido} \times \text{Distância que o peso é movido}}{\Delta \text{CG}}$$

$$\text{Peso movido} = \frac{\text{Peso total movido} \times \Delta \text{CG}}{\text{Distância que o peso é movido}}$$

$$\Delta \text{CG} = \frac{\text{Peso movido} \times \text{Distância que o peso é movido}}{\text{Peso Total}}$$

$$\text{Distância que o peso é movido} = \frac{\text{Peso total} \times \Delta \text{CG}}{\text{Peso movido}}$$

Solução por Fórmula

O problema na *Figura 2-11* pode ser resolvido usando variações desta equação básica. Primeiro, reorganizar a fórmula para determinar a distância que o peso B deve ser deslocado:

$$\begin{aligned} \text{Distância que B é movido} &= \frac{\text{Peso total} \times \Delta \text{CG}}{\text{Peso movido}} \\ &= \frac{500 \times -22}{200} \\ &= -55 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

O CG da alavanca na *Figura 2-11* estava a 72 polegadas do datum. Este CG pode ser deslocado para o centro da alavanca como na *Figura 2-13* pelo peso móvel B. Se o peso B de 200 libras for movido 55 polegadas para a esquerda, o CG muda de +72 polegadas para +50 polegadas, uma distância de 22 polegadas.

Quando a distância que o peso deve ser deslocado é conhecida, a quantidade de peso a ser deslocada para mover o CG para qualquer local pode ser determinada por outro arranjo da equação básica. Utilize o seguinte arranjo da fórmula para determinar a quantidade de peso que deve ser deslocada da estação 8 para a estação +25, para mover o CG da estação +72 para a estação +50.

$$\begin{aligned} \text{Peso movido} &= \frac{\text{Peso total} \times \Delta \text{CG}}{\text{Distância que o peso é movido}} \\ &= \frac{500 \times 22}{55} \\ &= 200 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

Se o peso B de 200 libras for deslocado da estação +80 para a estação +25, o CG passa da estação +72 para a estação +50.

Um terceiro arranjo desta equação básica é usado para determinar a quantidade que o CG é deslocado quando uma determinada quantidade de peso é movida para uma distância especificada (como foi feito na *Figura 2-11*). A fórmula a seguir é usada para determinar a quantidade que o CG é deslocado quando o peso B de 200 libras é movido de +80 para +25.

$$\begin{aligned} \Delta \text{CG} &= \frac{\text{Peso movido} \times \text{Distância que o peso é movido}}{\text{PesoTotal}} \\ &= \frac{200 \times 55}{500} \\ &= 22 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

O peso móvel B de +80 para +25 move o CG 22 polegadas de sua localização original em +72 para sua nova localização em +50, como visto na *Figura 2-13*.

Para completar os cálculos, retorne à fórmula original e digite os números apropriados.

$$\begin{aligned} \text{Peso a ser movido} &= \frac{\Delta \text{CG}}{\text{Distância que o peso é movido}} \\ \text{PesoTotal} &= \frac{200}{500} = \frac{22}{55} \\ &= 4 = 4 \end{aligned}$$

A equação está equilibrada.

Corda Aerodinâmica Média

O ponto do CG afeta a estabilidade da aeronave. Para garantir que a aeronave esteja segura para voar, o CG deve estar dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante.

Em algumas aeronaves, o CG é expresso como uma porcentagem do comprimento da corda aerodinâmica média (MAC) ou "por cento MAC". [*Figura 2-14*] Para fazer tal cálculo, a posição do bordo de ataque do MAC deve ser conhecida com antecedência.

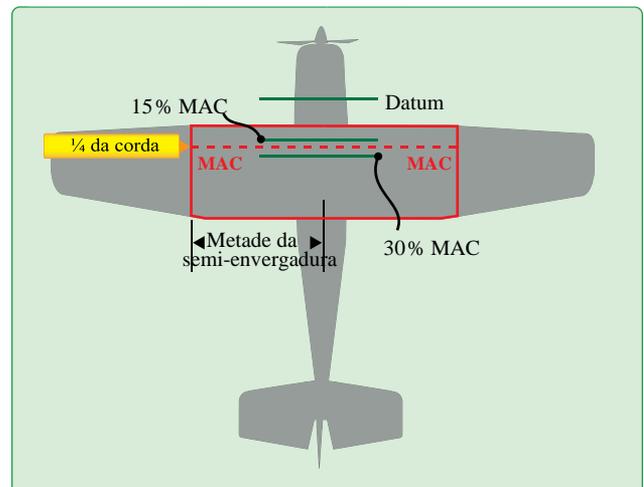


Figura 2-14. Centro de gravidade expresso como por cento da corda aerodinâmica média.

Os limites do CG são especificados para frente e para trás e/ou lateral (esquerda ou direita) dentro dos quais o CG da aeronave deve estar localizado durante o voo. A área entre os limites é chamada de faixa do CG da aeronave.

A posição dos limites do CG para frente e para trás é medida como uma porcentagem de MAC a partir do bordo de ataque. Normalmente para uma aeronave de um ou dois lugares, a

posição mais avançada seria para a frente de 30-35% do MAC. Assim, a faixa de CG permitida em uma aeronave leve não deve exceder 20% do MAC.

Nota: Para uma largura retangular de dimensões constantes da seção de aerofólio, o MAC é apenas a corda. Para uma asa simetricamente equilibrada, é a média da corda da raiz e a corda da ponta.

Informações sobre Peso e Balanceamento Fornecidos pela FAA

As informações discutidas até agora podem ser prontamente aplicadas a qualquer problema de peso e balanceamento da aeronave. Para aplicar as técnicas, são necessários certos elementos de informação. Essas informações são obtidas tanto a partir de documentos da FAA quanto dos dados fornecidos pelo fabricante.

Antes que um CG da aeronave possa ser computado, certas informações devem ser conhecidas. Essas informações, fornecidas pela FAA para cada aeronave certificada estão nas Folhas de Dados do Certificado de Tipo (TCDS) ou Especificações da Aeronave, que podem ser acessadas em www.faa.gov. Quando o projeto de uma aeronave é aprovado pela FAA, um Certificado de Tipo Aprovado e TCDS são emitidos. O TCDS inclui toda a especificação pertinente para a aeronave; a cada inspeção anual ou de 100 horas, é responsabilidade do mecânico inspecionador garantir que a aeronave atende a eles. Uma nota sobre o TCDS: certificação de aeronaves antes de 1º de janeiro de 1958, foram emitidas especificações de aeronaves sob o Regulamento Aéreo Civil (CARs), mas quando a Administração Aeronáutica Civil (CAA) foi substituída pela FAA, a Especificação Aeronáutica foi substituída pelo TCDS.

As informações de peso e balanceamento sobre um TCDS incluem faixa do CG, faixa do CG de peso vazio (EWCG), pesos máximos, número de assentos, bagagem máxima, capacidade de combustível, capacidade de óleo e localização do datum. Os dados pertinentes a um modelo individual estão localizados em sua respectiva seção do TCDS. Use os trechos do TCDS na *Figura 2-15* para verificar o seguinte para uma categoria normal de uma aeronave Cirrus SR 20:

Faixa do CG

S/N 1005 a 1147:

Limites a frente: 138,7 polegadas a 2.110 lb com um afunilamento em linha reta para 141,0 em 2.694 lb e 143,0 em 2.900 lb

Limites de cauda: 144,6 em 2.110 lb, com linha reta a 147,4 em a 2.570 lb, e para 147,9 em 2.745 lb, e 148,2 em 2.900 lb

S/N 1148 a 1877, 1879 a 1885, e S/N 1005 a 1147 se o Cirrus Service Bulletin SB 20-01-00 for cumprido:

Limites a frente: 138,7 em 2.110 lb com um afunilamento em linha reta para 141,0 em 2.694 lb e 144,1 em 3.000 lb

Limites de cauda: 144,6 em 2.110 lb, com linha reta a 147,4 em a 2.570 lb, e para 148,1 em 2.900 lb, e 148,0 em 3.000 lb

S/N 1878, 1886 e Subsequente:

Limites a frente: 137,8 em 2.100 lb com um afunilamento em linha reta para 139,1 em a 2.700 lb, e para 140,7 em 3.050 lb

Limites de cauda: 148,1 em 2.100 lb, com linha reta para 148,1 em 3.050 lb

Faixa do CG de peso vazio (EWCG)

Quando todos os assentos e compartimentos de bagagem estão localizados próximos, não é possível (desde que o EWCG esteja localizado dentro da faixa do EWCG) carregar adequadamente a aeronave para que seu CG operacional fique fora desse alcance permitido. Se as áreas de assentos e bagagem se estenderem por uma ampla faixa, a faixa do EWCG será listada como "Nenhum".

Pesos Máximos

Os pesos máximos permitidos de decolagem e pouso e o peso máximo permitido no pátio são dados. Essas informações básicas podem ser alteradas por uma nota. As notas são encontradas em dados pertinentes a todos os modelos. Um exemplo seria a Nota 6 no final da *Figura 2-15*.

Número de assentos

O número de assentos e seus braços são dados em termos como: 4 (2 a 143,5 atrás do datum, 2 a 180 atrás do datum).

Bagagem Máxima

A bagagem máxima para este modelo é de 130 libras a 208 polegadas.

Capacidade de combustível

Essas informações importantes são dadas em termos como: 60,5 gal em 153.75 in. Utilizável: 56 gal (Ver Nota 1). As notas podem ser encontradas em dados pertinentes a todos os modelos.

Capacidade do óleo (Cárter Molhado)

A quantidade total de óleo e seu braço são dados: 8 litros a 76,2 pol

DEPARTAMENTO DE TRANSPORTES
ADMINISTRAÇÃO FEDERAL DE AVIAÇÃO

A00009CH
Revisão 16
Cirrus Design Corporation
SR20
SR22
22 de abril de 2009

FICHA TÉCNICA DO CERTIFICADO DE TIPO Nº A00009CH

Esta ficha técnica, que faz parte do Certificado de Tipo Nº A00009CH, prescreve condições e limitações sob as quais o produto para o certificado de tipo foi emitido atende aos requisitos de aeronavegabilidade dos Regulamentos Federais de Aviação.

Titular do Certificado de Tipo: Cirrus Design Corporation
4515 Taylor Circle Duluth, MN 55811

I - Modelo SR20, (Categoria Normal), Aprovado em 23 de Outubro de 1998

Motor	Teledyne Continental IO-360-ES, Digit Certificate Data Sheet (TCDS) E1CE
Combustível	100/100LL gasolina de aviação de grau mínimo
Limites do motor	Máximos Decolagem 2700 RPM (200 cv) Potência Máxima Contínua 2700 RPM (200 cv)
Hélice e Limite da Hélice	1. Hartzell Hélice Inc. P/N BHC-J2YF-1BF/F7694 TCDS P37EA Diâmetro máximo: 76 polegadas Diâmetro Mínimo: 73 polegadas Número de Lâminas: 2 Arremesso Baixo: 14,6°+/-0,5° Tom Alto: 35,0°+/-1,0° Não deve ser operado acima de 24 polegadas de pressão múltiplas entre 1900 e 2200 RPM. Spinner: Hartzell P/N A-2295(P) NOTA: O spinner pode ser pintado ou polido. 2. Hélice Hartzell Inc. P/N PHC-J3YF-1MF/F7392-1 TCDS P36EA Diâmetro máximo: 74 polegadas Diâmetro Mínimo: 72 polegadas Número de Lâminas: 3 Arremesso Baixo: 14,1°+/-0,5° Tom Alto: 35,0°+/-1,0° Sem limitações operacionais para 2800 RPM Spinner: Hartzell P/N A-2295-1P 3. Hartzell Hélice Inc. P/N PHC-J3YF-1RF/F7392-1 TCDS P36EA Diâmetro máximo: 74 polegadas Diâmetro Mínimo: 72 polegadas Número de Lâminas: 3 Arremesso Baixo: 13,9°+/-0,5° Tom Alto: 35,0°+/-1,0° Sem limitações operacionais para 2800 RPM Spinner: Hartzell P/N A-2295-1(P) NOTA: O spinner pode ser pintado ou polido.

Página Nº	1	2	3	4	5	6	7
Revisão Nº	11	12	13	14	15	16	17

Figura 2-15. Trecho da amostra do TCDS A00009CH.

A00009CH

Limites de velocidade

S/N 1005 até 1147:

Vne nunca excede velocidade	200 KIAS
Vno Velocidade de Cruzeiro Estrutural Máxima	165 KIAS
Vo (2900 lbs) Velocidade de manobra operacional	135 KIAS
Vo (2600 lbs) Velocidade de manobra operacional	126 KIAS
Vo (2200 lbs) Velocidade de manobra operacional	116 KIAS
Vfe Velocidade máxima de extensão de retalho	100 KIAS
Vpd Velocidade máxima de implantação de paraquedas	135 KIAS

S/N 1148 até 1877, 1879 até 1885, e S/N 1005 até 1147 se o Cirrus Service Bulletin SB 20-01-00 é cumprido com:

Vne nunca excede velocidade 200 KIAS	
Vno Velocidade de Cruzeiro Estrutural Máxima	165 KIAS
Vo (3000 lbs) Velocidade de manobra operacional	131 KIAS
Vo (2600 lbs) Velocidade de manobra operacional	122 KIAS
Vo (2300 lbs) Velocidade de manobra operacional	114 KIAS
Vfe Velocidade máxima de extensão de retalho	100 KIAS
Vpd Velocidade máxima de implantação de paraquedas	135 KIAS

S/N 1878, 1886 e subsequente:

Vne nunca excede velocidade	200 KIAS
Vno Velocidade de Cruzeiro Estrutural Máxima	163 KIAS
Vo (3050 lbs) Velocidade de manobra operacional	130 KIAS
Vfe Velocidade máxima de extensão de retalho	104 KIAS
Vpd Velocidade máxima de implantação de paraquedas	133 KIAS

C.G. Range

S/N 1005 até 1147:

Limites a frente: 138,7 polegadas a 2110 lbs com uma linha reta a 141,0 polegadas a 2694 lbs, e 143,0 polegadas a 2900 libras.

Limites de cauda: 144,6 polegadas a 2110 lbs, com linha reta a 147,4 polegadas a 2570 lbs, e para 147,9 polegadas a 2745 lbs, e 148,2 polegadas a 2900 lbs.

S/N 1148 até 1877, 1879 até 1885, e S/N 1005 até 1147 se o Cirrus Service Bulletin SB 20-01-00 é cumprido com:

Limites a frente: 138,7 polegadas a 2110 lbs com uma linha reta a 141,0 polegadas a 2694 lbs, e 144,1 polegadas a 3000 libras.

Limites de cauda: 144,6 polegadas a 2110 lbs, com linha reta a 147,4 polegadas a 2570 lbs, e para 148,1 polegadas a 2900 libras, e 148,0 polegadas a 3000 libras.

S/N 1878, 1886 e subsequente:

Limites a frente: 137,8 polegadas a 2100 lbs com uma linha reta a 139,1 polegadas a 2700 lbs, e a 140,7 polegadas a 3050 lbs

Limites de cauda: 148,1 polegadas a 2100 lbs, com linha reta a 148,1 polegadas a 3050 lbs.

Peso Vazio

C.G. Range

Nenhum

Peso Máximo

S/N 1005 até 1147:

Decolagem e Pouso: 2900 libras.

S/N 1148 até 1877, 1879 até 1885, e S/N 1005 até 1147 se o Cirrus Service Bulletin SB 20-01-00 é cumprido com:

Decolagem: 3000 libras.

Aterrissagem: 2900 libras.

Combustível Zero: 2900 lbs.

S/N 1878, 1886 e subsequente:

Decolagem e Pouso: 3050 lbs.

Figura 2-15. Trecho da amostra do TCDS A00009CH (continuação).

Piloto mínimo da tripulação	Um (1) piloto
Número de Assentos	4 (2 a 143,5 polegadas do datum, 2 a 180 polegadas de datum)
Bagagem Máxima	130 Lbs. a 208 polegadas
Capacidade de combustível Total:	S/N 1005 até 1877, 1879 até 1885 60,5 gal a 153,75 polegadas Utilizável: 56 gal (Ver Nota 1) S/N 1878, 1886 e subsequente: 58,5 gal a 154,9 polegadas Utilizável: 56 gal (Ver Nota 1)
Capacidade de óleo	8 litros a 76,2 polegadas
Operação Máxima	
Altitude	Com um sistema de oxigênio portátil, a aeronave é limitada a 17.500 pés MSL. O oxigênio deve ser fornecido conforme exigido pelas regras de operação. Apenas sistemas de oxigênio portáteis listados no Manual de Voo de Avião Aprovado pela FAA, documento número 11934-002, ou revisões posteriores aprovadas pela FAA, são permitidos.
Superfície de controle	
Movimentos	Flaps: Até $0^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$ Queda de 50% $16^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$ Queda de 100% $32^{\circ} \pm 0,5^{\circ}$ Aileron: Até $12,5^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$ Para Baixo $12,5^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$ Profundor: Até $25,0^{\circ} +0^{\circ}/-1,0^{\circ}$ Para baixo $15^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$ Compensador: Até $17,0^{\circ}$ Mínima Para Baixo $10,5^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$ Leme: Direito $20,0^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$ Esquerda $20,0^{\circ} \pm 1,0^{\circ}$
Limitações adicionais:	Limite de vida da estrutura: 12.000 horas de voo
Dados de Design:	O avião será fabricado de acordo com a última revisão aprovada pela FAA da "Lista de Desenho Mestre", documento nº 13750 ou outros dados aprovados pela FAA. NOTA: O Documento nº 12609 é o documento antecessor do Documento nº 13750.
Nº. de Série Elegível	1005 e em

Figura 2-15. Trecho da amostra do TCDS A00009CH (continuação).

Dados pertinentes a todos os modelos

Referência Datum 100 polegadas na frente da face dianteira do anteparo de firewall

Nivelamento significa peitoril da porta e pontos de nivelamento definidos no AFM

Base de Certificação SR20: 14 CFR Parte 23 dos Regulamentos Federais de Aviação a partir de 1º de fevereiro de 1965, conforme alterado por 23-1 a 23-47, exceto da seguinte forma:

14 CFR 23.573, 23.575, 23.611, 23.657, 23.673 através da Emenda 23-48;

14 CFR 23.783, 23.785, 23.867, 23.1303, 23.1307, 23.1309, 23.1311, 23.1321, 23.1323, 23.1329, 23.1361, 23.1383, 23.1401, 23.1431, 23.1435 através da Emenda 23-49;

14 CFR 23.3, 23.25, 23.143, 23.145, 23.155, 23.1325, 23.1521, 23.1543, 23.1555, 23.1559, 23.1567, 23.1583, 23.1585, 23.1589 através da Emenda 23-50;

14 CFR 23.777, 23.779, 23.901, 23.907, 23.955, 23.959, 23.963, 23.965, 23.973, 23.975, 3.1041, 23.1091, 23.1093, 23.1107, 23.1121, 23.1141, 23.1143, 23.1181, 23.1191, 23.1337 através da Emenda 23-51;

14 CFR 23.1305 através da Emenda 23-52

Ruído: 14 CFR Parte 36 datada de 1 de dezembro de 1969, alterada por 36-1 a 36-21.

Figura 2-15. Trecho da amostra do TCDS A00009CH (continuação).

Nota 3.	As limitações de aeronavegabilidade aprovadas pela FAA estão incluídas na Seção 4 do Documento Nº 12137-001 do modelo SR20 e 13773-001 para o modelo SR22.
Nota 4.	As cores exteriores estão limitadas às especificadas na última revisão aceita pela FAA do Documento Nº 12137-001 do modelo SR20 e 13773-001 para o modelo SR22.
Nota 5.	Os principais reparos estruturais devem ser realizados de acordo com os métodos de reparo cirrus projeto aprovados pela FAA ou outros métodos aprovados pela FAA.
Nota 6.	Para o modelo SR22 S/N 0002 até 2333, 2335 a 2419 e 2421 a 2437 existe um peso máximo de pouso ao longo da linha entre 141,4 polegadas a 3210 lbs e 142,7 polegadas a 3400 lbs.

Figura 2-15. Trecho da amostra do TCDS A00009CH (continuação).

Dados Pertinentes a todos os Modelos

A localização do datum é especificada e descrita, por exemplo, como: 100 polegadas a frente da face dianteira do anteparo da parede de fogo.

Informações Fornecidas pelo Fabricante

Quando uma aeronave é inicialmente certificada, seu peso vazio e EWCG são determinados e registrados no registro de peso e balanceamento, como o da Figura 2-16. Observe nesta figura que o momento é expresso como "Momento (lb-in/1.000)." Este é um índice momento, o que significa que o momento, um número muito grande, foi dividido por 1.000 para torná-lo mais gerenciável. Capítulo 4, Aeronave Esportiva Leve — Controle de Peso e Balanceamento, discute os índices de momento com mais detalhes.

A aeronave é mobiliada com uma lista de equipamentos, especifica todos os equipamentos necessários e todos os equipamentos aprovados para instalação na aeronave. O peso e o braço de todos os equipamentos instalados estão incluídos na lista e verificados antes da aeronave sair da fábrica.

Quando um mecânico de aeronaves adiciona ou remove qualquer item da lista de equipamentos, ele deve alterar o peso e o registro de balanceamento para indicar o novo peso vazio e o EWCG, e a lista de equipamentos é revisada para mostrar qual equipamento está realmente instalado. A Figura 2-17 é de uma lista abrangente de equipamentos que inclui todos os itens de equipamentos aprovados para este modelo específico de aeronave. O manual de operação (POH) do piloto inclui uma lista de equipamentos específicos da aeronave e dos itens desta lista mestra. Quando qualquer item é adicionado ou removido da aeronave, seu peso e braço são determinados na lista de equipamentos e usados para atualizar o registro de peso e balanceamento. O POH e o também contém envelopes de momento do CG e gráficos de carregamento. Exemplos do uso desses gráficos são dados no Capítulo 5, Ponderação de Peso e Balanceamento de Aeronaves Monomotoras.

Além do relatório de peso e balanceamento e lista de equipamentos, o fabricante também fornece um gráfico de faixa do CG. A faixa do CG pode ser encontrada em forma de texto no TCDS. O gráfico de faixa do CG é fornecido no POH.

18259080 série de aeronaves		Registro da FAA Nº. N42565		Dados: 22/04/09
Item	Peso (Lb)	× Braço C.G. (in)	Momento (lb-in/1.000)	
Peso vazio padrão	1,876.0	36.1	67,798.6	
Equipamento opcional	1.2	13.9	16.7	
Instalação especial	6.2	41.5	257.3	
Pintura	—	—	—	
Combustível	30.0	46.0	1,380.0	
Peso vazio básico	1,913.4		69,452.6	

Figura 2-16. Relatório de peso e balanceamento.

Lista abrangente de equipamentos

Esta é uma lista completa de todos os equipamentos Cessna que estão disponíveis para o avião Modelo 182S. Não deve ser confundido com a lista de equipamentos específicos do avião. Uma lista específica do avião é fornecida com cada avião individual na entrega, e é normalmente inserida na parte traseira do Manual Operacional do Piloto. A seguinte lista abrangente de equipamentos e a lista específica do avião têm uma ordem de listagem semelhante.

A lista abrangente de equipamentos fornece as seguintes informações no formulário:

Na coluna Item Nº, cada item recebe um número codificado. Os dois primeiros dígitos do código representam a atribuição do item dentro da especificação ATA 100 (Capítulo 11 para Cartazes, Capítulo 21 para Ar Condicionado, Capítulo 77 para indicação do motor, etc...). Essas atribuições também correspondem à quebra do capítulo manual de manutenção do avião. Após os dois primeiros dígitos (e hífen), os itens recebem um número de sequência único (01, 02, 03, etc...). Após o número de sequência (e hífen), uma letra de sufixo é designada para identificar o equipamento como um item necessário, um item padrão ou um item opcional. As letras do sufixo são as seguintes:

- R = itens ou equipamentos necessários para certificação FAA
- S = itens de equipamento padrão
- O = itens de equipamento opcionais substituindo itens necessários ou padrão
- A = itens de equipamento opcionais que são além de itens necessários ou padrão

Na coluna Descrição da lista de equipamentos, cada item recebe um nome descritivo para ajudar a identificar sua função. Na coluna Desenho Ref. é fornecido um número de desenho que corresponde ao item.

Nota

Se for instalado equipamento adicional, ele deve ser feito de acordo com o desenho de referência, boletim de serviço ou uma aprovação separada da FAA.

Nas colunas Peso Lbs e Braço In, são fornecidas informações sobre o peso (em libras) e o braço (em polegadas) do item do equipamento.

Anotações

Salvo indicação em contrário, valores verdadeiros (não valores de alteração líquida) para o peso e braço são mostrados. Braços positivos são distâncias atrás do datum do avião; braços negativos são distâncias para a frente do datum.

Asteriscos (*) na coluna de peso e braço indicam instalações completas de montagem. Alguns componentes principais do conjunto estão listados nas linhas imediatamente seguintes. A soma desses componentes principais não é necessariamente igual à instalação completa do conjunto.

Figura 2-17. Trecho de uma lista típica de equipamentos abrangentes.

Item No	Descrição da Lista de Equipamentos	Desenho Ref.	Peso Lb	Braço In
24-04-S	Instalação do kit aviônico básico		4.3*	55.5*
	- Instalação de correias de suporte		0.1	10.0
	- Instalação de ventilador de resfriamento aviônico		1.6	3.0
	- Instalações terrestres da Aviónica		0.1	41.0
	- Instalação do painel do disjuntor		1.5	16.5
	- Instalação do microfone		0.2	18.5
	- Instalação de antena omni		0.5	252.1
	- Instalação de montagem do cabo antenna omni		0.3	248.0
	Capítulo 25 — Equipamentos/Mobiliários			
25-01-R	Assento, piloto, ajustável		33.8	41.5
25-02-S	Assento, Copiloto, ajustável		33.8	41.5
25-03-S	Banco, Traseira, Almofada traseira de duas peças		50.0	82.0
25-04-R	Cinto de Segurança e Arreios de Ombro, Carretel inércia, piloto e copiloto		5.2	50.3
25-05-S	Cinto de segurança e cinto de ombro, carretel inércia, banco traseiro		5.2	87.8
25-06-S	Viseiras solares (Conjunto de 2)		1.2	33.0
25-07-S	Rede de retenção de bagagem		0.5	108.0
25-08-S	Anéis de empate de carga (10 Tie Downs)		0.4	108.0
25-09-S	Lista de verificação operacional do piloto (armazenada no painel de instrumentos)		0.3	15.0
25-10-R	Caso do Mapa)		1.2	61.5
	Manual operacional do piloto e avião aprovado pela FAA			
	Manual de Voo (Armazenado no banco traseiro do piloto)		0.1	14.3
25-11-S	Copo de amostragem de combustível		1.7	108.0
25-12-S	Barra de Reboque, Engrenagem do Nariz (Arrumado)		2.2*	134.8*
25-13-S	Instalação do transmissor de localização de emergência		1.7	135.0
	- Transmissor ELT		0.4	133.0
	- Conjunto de antenas e cabos		0.1	138.0
	- Hardware			
	Capítulo 26 - Proteção contra incêndios			
26-01-S	Instalação do extintor de incêndio		5.3*	29.0*
	- Extintor de incêndio		4.8	29.0
	- Grampo de montagem & Hardware		0.5	29.0
	Capítulo 27 — Controles de Voo			
27-01-S	Instalação de controles duplos, assento direito		6.3*	12.9*
	- Roda de Controle, Copiloto		2.0	26.0
	- Copiloto de instalação do pedal de leme e freio		4.3	6.8

Figura 2-17. Trecho de uma lista típica de equipamentos abrangentes (continuada).

Capítulo 3

Pesando a aeronave e determinando o Centro de Gravidade de Peso Vazio

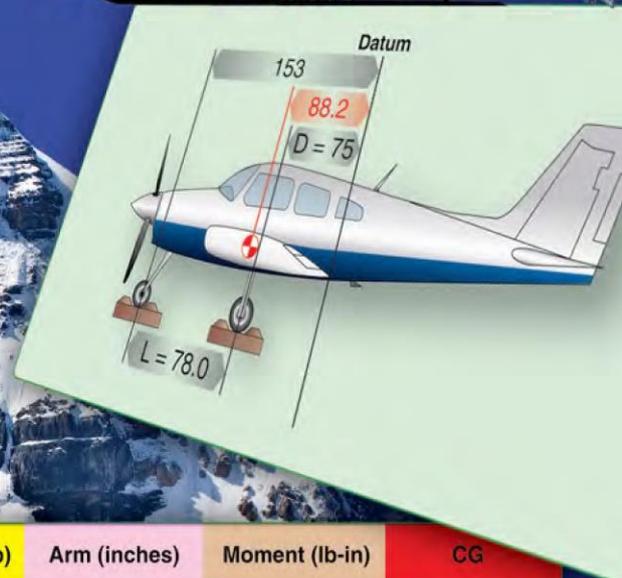


Introdução

O capítulo 2, Teoria do Peso e Balanceamento, explicou a teoria e deu exemplos da forma como o centro de gravidade (CG) poderia ser encontrado para uma alavanca carregada com vários pesos. Neste capítulo, são discutidos os aspectos práticos da pesagem de um avião e da localização de seu CG. São introduzidas fórmulas que permitem que a localização do CG seja medida em polegadas de vários locais de datum e em porcentagem da corda aerodinâmica média (MAC).



$$\begin{aligned} \text{CG inches from datum} &= \text{LEMAC} + \frac{\text{MAC} \times \text{CG \% MAC}}{100} \\ &= 144 + \frac{62 \times 27.4}{100} \\ &= 160.9 \end{aligned}$$



$$\begin{aligned} \text{CG} &= \frac{\text{Total moment}}{\text{Total weight}} \\ &= \frac{65,756}{2,006} \\ &= 32.8 \text{ inches behind the datum} \end{aligned}$$

Weighing point	Scale reading (lb)	Net weight (lb)	Net weight (lb)	Arm (inches)	Moment (lb-in)	CG
Right side	846	16	830	46.0	38,180	
Left side	852	16	836	46.0	38,456	
Nose	348	8	340	-32.0	-10,880	
Total			2,006		65,756	32.8

Requisitos

Os regulamentos não exigem pesagem periódica de aeronaves privadas. Tais aeronaves são geralmente pesadas quando originalmente certificadas e após grandes alterações que podem afetar o peso e o balanceamento. O objetivo principal do controle de peso e balanceamento da aeronave é a segurança. Os fabricantes realizam extensos testes de voo para estabelecer limites de carregamento para suas aeronaves, pois as informações de limite são fundamentais para um voo seguro. Um propósito secundário é ajudar a eficiência durante o voo. A sobrecarga da aeronave não é a única preocupação; a distribuição do peso também é importante. A aeronave tem limites de CG, e qualquer carregamento que coloque o CG fora dos limites estabelecidos prejudica seriamente a controlabilidade da aeronave.

Peso e balanceamento são de vital importância que cada mecânico certificado pela Administração Federal de Aviação (FAA) que mantém uma aeronave deve estar plenamente ciente de sua responsabilidade de fornecer ao piloto informações atuais e precisas sobre o peso real da aeronave e a localização do CG. O piloto em comando (PIC) é responsável por conhecer o peso da carga, CG, peso máximo permitido e limites de CG da aeronave. O relatório de peso e balanceamento deve incluir uma lista de equipamentos mostrando os pesos e braços momentâneos de todos os itens necessários e opcionais de equipamentos incluídos no certificado de peso vazio.

Os registros de peso e balanceamento utilizados na contabilidade e correção da localização do CG são confiáveis apenas por períodos limitados. Por essa razão, a pesagem periódica de aeronaves é desejável. Uma aeronave deve ser repesada e um novo registro de peso e balanceamento deve ser iniciado após a aeronave ter sofrido extenso reparo ou grande alteração, quando o piloto relata características insatisfatórias de voo (por exemplo, peso do nariz ou cauda), e quando os dados de peso e balanceamento registrados são suspeitos de estarem em erro.

Reparos e alterações são as principais fontes de mudança de peso. O mecânico certificado pela FAA que é responsável por fazer qualquer reparo ou alteração deve:

1. Estabelecer que os limites de peso e CG autorizados, conforme mostrado na ficha técnica do certificado de tipo (TCDS) e nas especificações da aeronave, não sejam excedidos e
2. Registrar o novo centro de gravidade vazio (EWCG) no manual de voo aprovado pela aeronave atual ou emitir limitações operacionais.

Quando uma aeronave que sofreu um extenso reparo ou alteração maior, ela deve ser repesada e iniciar um novo registro de peso e balanceamento. O mecânico certificado

pela FAA responsável pelo trabalho deve fornecer ao piloto informações atuais e precisas de peso da aeronave e a localização do EWCG.

Equipamento para pesagem

A pesagem de aeronaves com balanças calibradas com precisão é o único método certo de obter um peso vazio preciso e localização do CG. Os dois tipos básicos de balanças usadas para pesar aeronaves são plataforma e célula de carga.

As balanças da plataforma [Figura 3-1] ou balanças de rampa [Figura 3-2] (geralmente uma forma ou versão modificada da balança da plataforma) são baixas e fáceis de manusear, seguras e confiáveis. Reboque ou empurre as rodas da aeronave ou deslize para a balança de plataforma no nível do solo. Com uma balança por roda, cada dispositivo deve ser capaz de medir até pelo menos 60.000 libras, uma vez que o peso em cada roda raramente excede este valor



Figura 3-1. Balanças de plataforma.

As balanças de célula de carga [Figura 3-3] também são um meio confiável para pesar aeronaves e são tipicamente mais baratas que o tipo de plataforma. O uso de balanças de célula de carga permite que a aeronave seja configurada e pesada na sua atitude de voo. Com este método, a aeronave é colocada em macacos com células de carga eletrônica colocadas entre a base do macaco e o macaco que suspende a aeronave. A aeronave é levantada pelos macacos até que as rodas estejam fora do chão e a aeronave esteja em uma atitude de voo nivelado. O peso medido por cada célula de carga é indicado no painel de controle. Tirar uma aeronave do solo em todos os pontos de carga pode ser um inconveniente, bem como um risco de segurança, que alguns operadores preferem evitar optando por equipamentos de plataforma mais caros, mas mais simples de usar. Além disso, a pesagem com balanças de plataforma normalmente leva apenas um terço do tempo necessário para pesar uma aeronave do que com células de carga.



Figura 3-2. Balança de rampa.



Figura 3-3. Balança de células de carga.

Todas as balanças para uso na aviação, manual ou eletrônica, devem ser protegidas quando armazenadas ou transportadas, e devem ser verificadas periodicamente para certificar sua precisão. O período máximo reconhecido entre as verificações de calibração é de 12 meses; no entanto, esse período pode ser reduzido por uma autoridade de aeronavegabilidade dependendo das condições de uso. As balanças em uso diário podem exigir um intervalo mais curto e/ou testes para determinar a precisão contínua da unidade. As balanças devem ser devolvidas ao fabricante para calibração e testes adequados.

Preparação para pesagem

Em geral, os procedimentos de pesagem podem variar com as aeronaves e os tipos de equipamentos de pesagem empregados. O procedimento de pesagem contido no manual de manutenção do fabricante deve ser seguido para cada aeronave em particular. As principais considerações na preparação de uma aeronave para pesagem estão descritas nos seguintes parágrafos.

Preparação da balança

As balanças mecânicas e eletrônicas devem ser inspecionadas antes do uso e definidas como zero. Isso é feito adicionando e removendo um peso, em seguida, rechecando para zero. Este processo deve ser repetido até que um ajuste zero constante seja obtido. As balanças devem estar localizadas no mesmo ambiente em que deverão ser usadas e aguardar a temperatura estabilizar por pelo menos 2 horas antes do uso. As balanças não

devem ser utilizadas em extremos de temperatura abaixo de 40 °F ou acima de 100 °F, a menos que a balança seja especificamente projetada para uso nessas temperaturas. As balanças eletrônicas são muito sensíveis e, se sujeitas a temperaturas congelantes, os displays líquidos podem ser danificados durante o uso.

Pese aeronave limpa dentro do hangar

A aeronave deve ser pesada dentro de um hangar onde o vento não pode soprar sobre a superfície e causar leituras flutuantes ou falsas. A aeronave deve estar limpa por dentro e por fora, com especial atenção dada à área do sanitário, para garantir que nenhuma água ou detritos estejam presentes lá. O exterior da aeronave deve ser o mais livre possível de toda sujeira.

Lista de equipamentos

Todos os equipamentos necessários devem ser instalados adequadamente, e não deve haver equipamentos instalados que não estejam incluídos na lista de equipamentos. Se esse equipamento for instalado, o registro de peso e balanceamento deve ser corrigido para indicá-lo.

Lastro

Todos os lastros permanentes necessários devem ser devidamente fixados no lugar. Todos os lastros temporários devem ser removidos.

Pesos Padrão

Pesos padrão são pesos estabelecidos para inúmeros itens envolvidos em cálculos de peso e balanceamento. Esses pesos não devem ser usados se os pesos reais estiverem disponíveis. Alguns dos pesos padrão estão listados na *Figura 3-4*.

Ponto de Pesagem	Libras por Galão US	
	32 °F	59 °F
AVGAS (Gasolina de Aviação)	6.14	6.01
JET A & A-1	6.75	6.68
Água	8.35	8.33
Óleo	7.50	7.43

Figura 3-4. Combustíveis e pesos padrão com temperaturas de 32 °F e 59 °F.

Note a diferença de peso à medida que as temperaturas mudam. Embora essa mudança seja uma quantidade muito pequena por galão, pode acabar em um ganho de peso total significativo ao lidar com grandes quantidades de fluidos, como os encontrados em aeronaves comerciais.

Drenando o Combustível

Drene o combustível dos tanques da maneira especificada pelo fabricante da aeronave. Se não houver instruções específicas,

drene o combustível até que os medidores de quantidade de combustível indiquem como vazios quando a aeronave estiver em atitude de voo nivelado. Qualquer combustível restante no sistema é considerado combustível residual ou não utilizável e faz parte do peso vazio da aeronave.

A quantidade de combustível residual e seu braço são normalmente encontradas na Nota 1 na seção das Folhas de Dados do Certificado de Tipo (TCDS), "Dados relativos a todos os Modelos". Para obter informações adicionais sobre a capacidade do combustível, consulte o Capítulo 2, Teoria do Peso e Balanceamento.

Se não for viável drenar o combustível, os tanques podem ser completamente cheios para ter certeza da quantidade contida e a aeronave pesada com combustível total. Após a pesagem estar completa, o peso do combustível e seu momento são subtraídos da aeronave como pesado. Para corrigir o peso vazio do combustível residual, adicione seu peso e momento.

Ao calcular o peso do combustível (por exemplo, um tanque cheio de combustível para jato), meça sua gravidade específica (SG) com um hidrômetro e multiplique-o por 8.345 (o peso nominal de 1 galão de água pura cujo SG é 1,0). Se a temperatura ambiente está alta e o combustível no tanque está quente o suficiente para sua gravidade específica atingir 0,81 em vez de seu SG nominal de 0,82, o combustível realmente pesa 6,76 libras por galão em vez de seu peso normal de 6,84 libras por galão.

Óleo

O peso vazio para aeronaves certificadas sob o Regulamento Aéreo Civil (CAR) parte 3 não inclui o óleo lubrificante do motor. O óleo deve ser drenado antes que a aeronave seja pesada, ou seu peso deve ser subtraído das leituras da balança para determinar o peso vazio. Para pesar uma aeronave que não inclua o óleo lubrificante do motor como parte do peso vazio, coloque-a em atitude de voo nivelado, em seguida, abra as válvulas de drenagem e deixe o óleo drenar. Qualquer restante é óleo não drenável e faz parte do peso vazio. As aeronaves certificadas sob o Título 14 do Código de Regulamentos Federais (14 CFR) partes 23 e 25 incluem óleo total como parte do peso vazio. Se for impraticável drenar o óleo, o reservatório pode ser preenchido ao nível especificado e o peso do óleo calculado em 7,5 libras por galão. Em seguida, seu peso e momento são subtraídos do peso e momento da aeronave conforme pesado. A quantidade e o braço do óleo não drenável são encontrados na Nota 1 do TCDS, e isso deve ser adicionado ao peso vazio.

Outros Fluidos

O reservatório de fluidos hidráulicos e todos os outros reservatórios contendo fluidos requeridos para o funcionamento normal da aeronave devem estar cheios. Os fluidos não considerados parte do peso vazio da aeronave são água potável, água pré-carga do banheiro e água para injeção nos motores.

Configuração da Aeronave

Consulte o manual de serviço da aeronave sobre a posição dos suportes do macaco do trem de pouso e as superfícies de controle para pesagem. Ao pesar um helicóptero, o rotor principal deve estar em sua posição correta.

“Macaqueando” a Aeronave

As aeronaves são frequentemente pesadas rolando-as em rampas nas quais as células de carga são incorporadas. Isso elimina os problemas associados ao retirar a aeronave do solo. No entanto, muitas aeronaves são pesadas levantando a aeronave e, em seguida, baixando-as em balanças ou células de carga.

Deve-se ter cuidado extra ao levantar uma aeronave em macacos para pesagem. Se a aeronave tiver trem de pouso de mola de aço e for levantada pela roda, o trem de pouso deslizará para dentro à medida que o peso for retirado do pneu, e deve ser tomado cuidado para evitar que o macaco tombe.

Para algumas aeronaves, painéis ou placas devem ser instaladas antes que a aeronave seja levantada com macacos de asa para distribuir o peso sobre a base do macaco. Não deixe de seguir as recomendações do fabricante da aeronave em detalhes sempre que uma aeronave for levantada. Ao usar dois macacos de asa, tome cuidado especial para elevá-los simultaneamente, para que a aeronave não escorregue dos macacos. À medida que os macacos são levantados, mantenha os anéis de segurança parafusados contra o cilindro de macaco para evitar que a aeronave se incline se um dos macacos perder a pressão hidráulica.

Nivelando a Aeronave

Quando uma aeronave é pesada, ela deve estar em sua atitude de voo nivelado de modo que todos os componentes estejam com sua distância correta do datum. Essa atitude é encontrada nas informações do TCDS. Algumas aeronaves exigem que uma linha de prumo seja lançada de uma localização específica para que o ponto de pesagem fique diretamente acima de um ponto identificável. Outros especificam que uma régua de nível seja colocada em dois pontos de nivelamento, muitas vezes parafusos especiais na parte externa da fuselagem. Outras aeronaves pedem que uma régua de nível seja colocada no peitoril superior da porta.

O nível lateral não é especificado para todas as aeronaves leves, mas as provisões são normalmente feitas em helicópteros para

determinar o nível longitudinal e lateral. Isso pode ser feito por indicadores de nivelamento incorporados, ou por um ponto de prumo que mostra as condições tanto do nível longitudinal quanto lateral. Os ajustes reais para nivelar a aeronave usando células de carga são feitos com as balanças. Ao pesar pelas rodas, o nivelamento é normalmente feito ajustando a pressão de ar no suporte do amortecedor da roda do nariz.

Considerações de Segurança

Precauções especiais devem ser tomadas ao levantar uma aeronave em macacos.

1. As placas devem ser instaladas sob os macacos se o fabricante assim especificar
2. Se alguém é obrigado a estar na aeronave enquanto ela está sendo pesada, não deve se movimentar.
3. Os macacos devem estar em linha reta sob as bases antes de começar a levantar a aeronave.
4. Todos os macacos devem ser levantados simultaneamente e os dispositivos de segurança devem tocar o cilindro do corpo do macaco para evitar que a aeronave tombe se qualquer macaco perder a pressão. Nem todos os macacos têm colarinhos parafusados, alguns usam pinos ou travas.

Determinando o CG

Quando a aeronave estiver em sua atitude de voo nivelado, solte uma linha de prumo do datum e faça uma marca no chão do hangar abaixo da ponta do pêndulo. Desenhe uma linha de giz através deste ponto paralelo ao eixo longitudinal da aeronave.

Em seguida, desenhe linhas laterais entre os pontos de pesagem reais para as rodas principais, e faça uma marca ao longo da linha longitudinal no ponto de pesagem para a roda do nariz ou a roda traseira. Estas linhas e marcas no chão permitem medições precisas entre o datum e os pontos de ponderação para determinar seus braços.

Determine o CG adicionando o peso e o momento de cada ponto de pesagem para determinar o peso total e o momento total. Em seguida, divida o momento total pelo peso total para determinar o CG em relação ao datum. Como exemplo de localização do CG em relação ao datum, que neste caso é a parede de fogo, considere o avião de trem de pouso triciclo como detalhado na tabela *Figura 3-5* e ilustrado na *Figura 3-6*.

Quando o avião está na balança com os freios de estacionamento

Ponto de Pesagem	Leitura da Escala (Lb)	Peso TARA (Lb)	Peso Líquido (Lb)	Braço (in)	Momento (lb-in)	CG
Lado direito	846	16	830	46.0	38,180	
Lado esquerdo	852	16	836	46.0	38,456	
Nariz	348	8	340	-32.0	-10,880	
Total			2,006		65,756	32.8

Figura 3-5. Localizando o CG de um avião em relação ao datum.

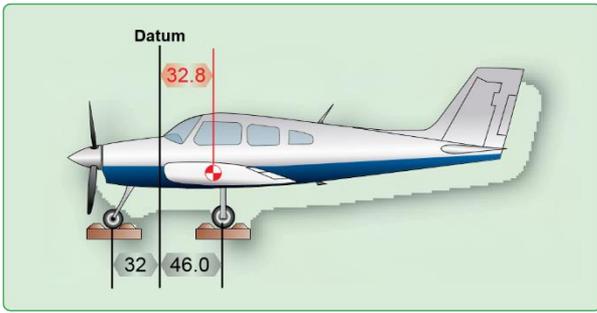


Figura 3-6. O datum está localizado no firewall.

não aplicados, colocar calços ao redor das rodas para evitar que o avião se mova. Subtrair o peso dos calços da leitura da balança para determinar o peso líquido em cada ponto de pesagem. Multiplique cada peso líquido pelo braço para determinar seu momento e, em seguida, determine o peso total e o momento total. O CG é determinado dividindo o momento total pelo

$$\begin{aligned}
 \text{CG} &= \frac{\text{Momento Total}}{\text{Peso Total}} \\
 &= \frac{65,756}{2,006} \\
 &= 32.8 \text{ polegadas depois do datum}
 \end{aligned}$$

Figura 3-7. Determinando o CG.

peso total. [Figura 3-7] O avião ilustrado nas Figuras 3-5 e 3-6 tem um peso líquido de 2.006 libras, e seu CG está 32,8 polegadas atrás do datum.

Fórmulas EWCG

Um gráfico como o da Figura 3-5 ajuda o piloto a visualizar os pesos, braços e momentos ao resolver um problema de EWCG, mas é mais rápido determinar o EWCG usando fórmulas e uma calculadora eletrônica. O uso de uma calculadora para resolver esses problemas está descrito no Capítulo 10, Uso de Computadores em Cálculos de Peso e Balanceamento.

Existem quatro condições possíveis e suas fórmulas que relacionam a localização do CG ao datum. Observe que a fórmula para cada condição primeiro determina o momento da roda do nariz ou da roda traseira e, em seguida, divide-a pelo peso total do avião. O braço, portanto, determinado é então adicionado ou subtraído da distância entre as rodas principais e o datum, distância D.

Datum para a frente do avião - roda do trem de pouso de nariz

O datum do avião na Figura 3-8 está 100 polegadas à frente do bordo de ataque da raiz da asa ou 128 polegadas para a frente dos pontos de pesagem da roda principal. Esta é a distância (D).

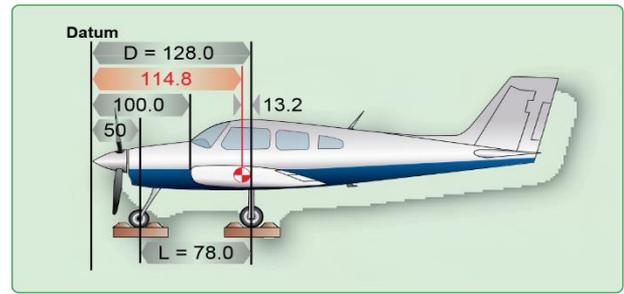


Figura 3-8. O datum está 100 polegadas para frente do bordo de ataque da raiz da asa.

O peso da roda do nariz (F) é de 340 libras, e a distância entre rodas principais e roda do nariz (L) é de 78 polegadas. O peso total do avião (W) é de 2.006 libras. Determinar o CG utilizando a fórmula na Figura 3-9.

$$\begin{aligned}
 \text{CG} &= D - \left(\frac{F \times L}{W} \right) \\
 &= 128 - \left(\frac{340 \times 78}{2,006} \right) \\
 &= 114.8
 \end{aligned}$$

Figura 3-9. Determinando o CG com datum para a frente de um avião com trem de pouso com roda no nariz.

O CG tem 114,8 polegadas de altura do datum. Isto é 13,2 polegadas à frente dos pontos de pesagem da roda principal, o que prova que a localização do datum não tem efeito na localização do CG se todas as medidas forem feitas a partir do mesmo local.

Datum atrás das rodas principais - roda do trem de pouso de nariz

O datum de algumas aeronaves pode estar localizado atrás das rodas principais. O avião neste exemplo é o mesmo que acabou de ser discutido, mas o datum está no cruzamento do bordo de fuga asa com a fuselagem. A distância (D) entre o datum do avião na Figura 3-10 e a roda principal e os pontos de pesagem

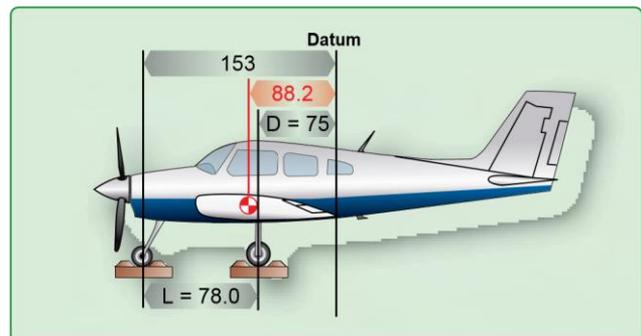


Figura 3-10. O datum está atrás das rodas principais no bordo de fuga.

são de 75 polegadas, o peso da roda do nariz (F) é de 340 libras, e a distância entre as rodas principais e a roda do nariz (L) é de 78 polegadas. O peso líquido total do avião (W) é de 2.006 libras.

A localização do CG pode ser determinada usando a fórmula da Figura 3-11.

$$CG = - \left(D + \frac{F \times L}{W} \right)$$

$$= - \left(75 + \frac{340 \times 78}{2,006} \right)$$

$$= -88.2$$

Figura 3-11. Determinando o CG com datum atrás das rodas principais de um avião com trem de pouso com roda no nariz.

A localização do CG é um valor negativo, o que significa que é 88,2 polegadas para a frente do datum. Isso o coloca 13,2 polegadas para frente das rodas principais, exatamente o mesmo local de quando foi medido a partir de outros locais de datum.

Localização de Datum

A localização de um datum não é importante, mas todas as medições devem ser feitas a partir do mesmo local.

Datum para frente das rodas principais - roda do trem de pouso traseira

Localizar o CG de um avião de roda traseira é feito da mesma forma que é feito para um avião de roda de nariz, exceto que a fórmula é

$$\left(\frac{R \times L}{W} \right)$$

A distância (D) entre o datum do avião na Figura 3-12 e os pontos de pesagem da roda principal é de 7,5 polegadas, o peso da roda traseira (R) é de 67 libras, e a distância (L) entre a roda principal e os pontos de pesagem da roda traseira é de 222 polegadas. O peso total do avião (W) é de 1.218 libras. Determine o CG utilizando a fórmula na Figura 3-13.

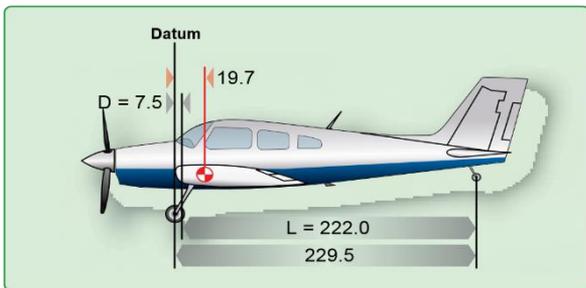


Figura 3-12. O datum deste avião de roda traseira é o bordo de ataque da raiz da asa.

$$CG = D + \left(\frac{R \times L}{W} \right)$$

$$= 7.5 + \left(\frac{67 \times 222}{1,218} \right)$$

$$= 19.7$$

Figura 3-13. Determinando o CG com datum para a frente das rodas principais em um avião com trem de pouso da roda traseira.

O CG está 19,7 polegadas atrás do datum.

Datum para trás das rodas principais - roda de trem de pouso traseira

O datum do avião na Figura 3-14 está localizado no cruzamento do bordo de fuga da raiz da asa e da fuselagem. Isso coloca o braço da roda principal (D) em -80 polegadas. O peso líquido da roda traseira (R) é de 67 libras, a distância entre as rodas principais e a roda traseira (L) é de 222 polegadas, e o peso líquido total (W) do avião é de 1.218 libras. Já que o datum está atrás das rodas principais, use a fórmula encontrada na Figura 3-15.

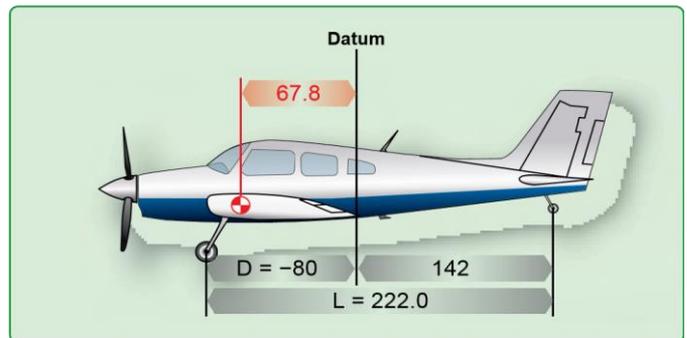


Figura 3-14. O datum está atrás das rodas principais, na junção do bordo de fuga da asa e da fuselagem.

$$CG = -D + \left(\frac{R \times L}{W} \right)$$

$$= -80 + \left(\frac{67 \times 222}{1,218} \right)$$

$$= -67.8$$

Figura 3-16. Determinando o CG com datum atrás das rodas principais em um avião com trem de pouso de roda traseira.

O CG está 67,8 polegadas para frente do datum ou 12,2 polegadas atrás dos pontos de pesagem da roda principal. O CG está exatamente no mesmo local em relação às rodas principais, independentemente de onde o datum está localizado.

Centro de Gravidade (CG) e Corda Aerodinâmica Média (MAC)

Centro de Gravidade (CG)

Além de sobrecarregar ou reduzir drasticamente o peso da aeronave, a distribuição de peso também é uma preocupação. Quando o equipamento da aeronave é alterado, a pessoa que faz a troca do equipamento deve fazer uma anotação na lista de equipamentos indicando itens adicionados, removidos ou realocados; a data da mudança; e o nome da pessoa e o número de certificação nos registros de manutenção da aeronave.

Para fins de cálculos de peso e balanceamento, o CG de um avião é um ponto imaginário sobre o qual os momentos de nariz pesado (-) e momentos de cauda pesado (+) são exatamente iguais em magnitude. Se suspensa no ponto do CG, a aeronave não teria tendência a girar o nariz para cima ou para baixo. O CG da aeronave carregada pode variar para frente e para trás dentro de certos limites que são determinados durante o voo de certificação de tipo. Esses limites são as posições do CG mais dianteiras e traseiras nas quais a aeronave atende ao desempenho e características de voo exigidas pela FAA.

Qualquer carregamento que coloque o CG fora dos limites para uma determinada aeronave prejudica seriamente a capacidade do piloto de controlar a aeronave. Por exemplo, é mais difícil decolar e ganhar altitude em uma aeronave com nariz pesado, e a aeronave tende a baixar o nariz quando o piloto reduz a potência. Também requer uma velocidade maior para pousar com segurança. Uma aeronave com cauda pesada é mais suscetível a estolar em baixa velocidade, o que é uma preocupação durante a aproximação de pouso.

Em aviões de pequeno porte e em todos os helicópteros, a localização do CG é identificada como sendo um número específico de centímetros a partir do datum. A faixa do CG é identificada da mesma forma. Em aviões maiores, de jatos particulares a grandes jatos comerciais, o CG e sua faixa são tipicamente identificados em relação à largura da asa.

Corda Aerodinâmica Média (MAC)

A largura da asa, ou distância em linha reta do bordo de ataque até o bordo de fuga em um avião, é conhecida como corda. Se o bordo de ataque e o bordo de fuga de uma asa são paralelas, a corda é igual em todos os pontos ao longo de toda a extensão da asa. O comprimento médio da corda, ou MAC, de uma asa afilada é mais complicado de definir. O MAC, como visto na *Figura 3-16*, é a corda de um aerofólio imaginário que tem as mesmas características aerodinâmicas do aerofólio real. Você também pode pensar nisso como a corda desenhada através do centro geográfico da área do plano da asa.

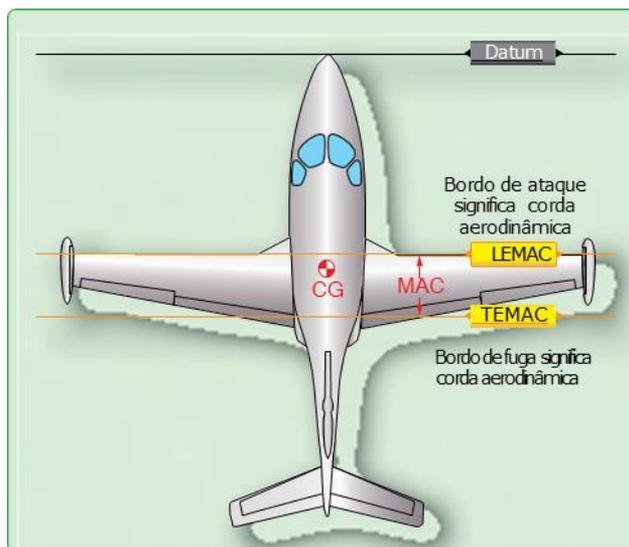


Figura 3-16. O MAC é a corda desenhado através do centro geográfico da área do plano da asa.

Normalmente listado no TCDS da aeronave quando é necessário para cálculos de peso e balanceamento, o MAC é estabelecido pelo fabricante, definindo seu bordo de ataque (LEMAC) e bordo de fuga (TEMAC) em termos de polegadas do datum. [Figura 3-16] A localização do CG e vários limites são então expressos em porcentagem da corda ou por cento do MAC. Para relacionar o percentual MAC com o datum, todas as informações de peso e balanceamento incluem dois itens: o comprimento MAC em polegadas e a localização do LEMAC em polegadas do datum. Para fins de simplicidade, a maioria dos fabricantes de aeronaves leves expressa a faixa do CG em polegadas do datum; O CG de aeronaves de categoria de transporte são expressos em percentual do MAC.

As posições relativas do CG e do centro aerodinâmico de sustentação da asa têm efeitos críticos sobre as características de voo da aeronave. Conseqüentemente, relacionar a localização do CG com a corda da asa é conveniente do ponto de vista do projeto e das operações. Normalmente, uma aeronave tem características aceitáveis se o CG estiver localizado em algum lugar perto de 25% do ponto da corda média. Isso significa que o CG está localizado a um quarto da distância do LEMAC para o TEMAC. Tal localização coloca o CG à frente do centro aerodinâmico para a maioria dos aerofólios.

Os dados de peso e balanceamento do avião na *Figura 3-17* afirmam que o MAC é das estações 144 a 206 e o CG está localizado na estação 161.

$$\text{MAC} = \text{TEMAC} - \text{LEMAC}$$

$$\text{MAC} = 206'' - 144''$$

$$\text{MAC} = 62''$$



Figura 3-17. Aeronave pesada e o diagrama de cálculo de balanceamento.

$$CG = 161''$$

Para encontrar o percentual MAC, primeiro determine a distância do CG a partir do LEMAC.

$$CG - LEMAC = \text{Distância do LEMAC}$$

$$161'' - 144'' = 17''$$

A localização do CG expressa em por cento do MAC é

$$\begin{aligned}
 \text{CG Polegadas \% MAC} &= \frac{\text{Distância atrás do LEMAC} \times 100}{\text{MAC}} \\
 &= \frac{17 \times 100}{62} \\
 &= 27.4
 \end{aligned}$$

Figura 3-18. Fórmula para determinar o CG expresso em porcentagem do MAC.

determinado utilizando a fórmula encontrada na Figura 3-18. O CG do avião está localizado a 27,4% do MAC. Às vezes é necessário determinar a localização do CG em polegadas do datum quando sua localização em por cento MAC é conhecida.

O CG do avião está localizado a 27,4% do MAC.

$$MAC = 206 - 144 = 62$$

$$LEMAC = \text{estação } 144$$

$$\begin{aligned}
 \text{CG polegadas do datum} &= LEMAC + \frac{MAC \times \text{CG \% MAC}}{100} \\
 &= 144 + \frac{62 \times 27.4}{100} \\
 &= 160.9
 \end{aligned}$$

Figura 3-19. Fórmula para determinar o CG em polegadas do datum.

Determine a localização do CG em polegadas do datum utilizando a fórmula encontrada na Figura 3-19.

O CG deste avião está localizado na estação 160,9 polegadas atrás do datum. É importante para a estabilidade longitudinal que o CG esteja localizado à frente do centro de sustentação de uma asa. Uma vez que o centro de sustentação é expresso como por cento do MAC, a localização do CG é expressa nos mesmos termos.

Controle de Peso e Balanceamento de Aeronaves Esportivas Leves

Introdução

Este capítulo discute os procedimentos de peso e balanceamento para aeronaves de esporte leve (LSA) que diferem das aeronaves convencionais, especificamente aeronaves de controle por mudança de peso (WSC) (também chamadas de trikes), paraquedas motorizados e LSA de construção amadora. [Figura 4-1]



N-number:	N 00001
Serial number:	P123456789
Maximum (gross) weight*:	1,100 lb
(-) Empty weight*:	- 435 lb

Flight Test	Date	
		2010
	Front seat weight Attachment points	
	215	3 and 4

Front Seat Weight Range (lb)	CG/Riser Attachment	
	Main riser	Safety riser
275-375	1	2
235-335	1	3
205-305	1	4
175-275	2	5
145-250	3	6
115-225	4	7
90-200v	5	8



Variable Attachment Points on CG Plates
 The chart specifies a maximum and minimum front seat weight and the allowed angle, nose gear position (relative to the fuselage) authorized.

Maximum (gross) weight
 The maximum authorized weight.



Figura 4-1. Exemplos de aeronaves esportivas leves (do canto superior esquerdo, no sentido horário): controle de mudança de peso, paraquedas motorizado, aviões, planador, balão de ar quente e LSA amadora.

Definição do Termo LSA

LSA é uma categoria de aeronaves simples, muito básicas, pequenas, leves e de baixo desempenho, que não sejam helicópteros ou asas motorizadas, e uma classificação de aeronaves específica para os Estados Unidos. A Administração Federal de Aviação (FAA) define a LSA como uma aeronave com peso máximo de decolagem bruto de não mais de 600 kg para aeronaves não destinadas à operação sobre a água, ou 650 kg para aeronaves destinadas à operação sobre a água; uma velocidade máxima em voo de 120 Kts (220 quilômetros por hora (km/h); 140 milhas por hora (mph)); uma velocidade máxima de estol de 45 Kts (83 km/h; 52 mph); capacidade máxima de assentos de não mais do que duas pessoas (incluindo

o piloto); trem de pouso fixo e hélice fixa ou ajustável no solo; e um único motor correspondente (se alimentado).

Uma aeronave que se qualifica como LSA pode ser operada pelo detentor de um certificado de piloto esportivo, registrado como LSA ou não. Pilotos com certificado de piloto privado, recreativo ou superior também podem voar LSA, mesmo que seu atestado médico tenha expirado, desde que tenham uma carteira de motorista válida para provar que estão em boa saúde para voar. A LSA também possui requisitos de manutenção menos restritivos e pode ser mantida e inspecionada por técnicos de manutenção de aeronaves (AMTs) tradicionalmente certificados ou por indivíduos que possuem um Certificado de

Esportivo Leve e (em alguns casos) por seus pilotos e/ou proprietários.

Peso e Balanceamento

Aeronaves como balões, paraquedas motorizados e WSC não requerem cálculos de peso e balanceamento porque a carga está suspensa abaixo do mecanismo de sustentação. A faixa do CG nestes tipos de aeronaves é tal que é difícil ultrapassar os limites do CG. Por exemplo, a posição do banco traseiro e o combustível de uma aeronave WSC estão o mais próximos possível do ponto onde a carga está suspensa com a aeronave em uma atitude de voo. Assim, as variações de carga têm pouco efeito sobre o CG. Isso também vale para aeronaves mais leves, como uma cesta de balão. Embora seja difícil exceder os limites do CG nestas aeronaves, os pilotos nunca devem sobrecarregar uma aeronave, pois isso pode causar danos estruturais e/ou falhas.

O peso afeta o desempenho; portanto, os pilotos devem calcular o peso e permanecer dentro dos limites estabelecidos pelo fabricante em todos os momentos.

Aeronaves WSC

As aeronaves WSC são aeronaves de um e dois lugares que excedem os critérios de um veículo ultraleve, mas atendem aos critérios de um LSA. As definições para WSC podem ser encontradas em 14 CFR parte 1. Uma aeronave WSC usada para voar por pilotos esportivos e privados deve ser registrada com um número N da FAA, ter um certificado de aeronavegabilidade

um manual operacional (POH), e/ou documento com limitações de peso e carregamento a bordo.

Como mencionado anteriormente, as aeronaves WSC são comumente chamadas de trikes. Essas aeronaves têm poucas opções de carregamento porque não possuem lugares para colocar itens de carga úteis. Trikes de um lugar têm apenas um assento e um tanque de combustível, o que significa que as únicas variáveis para um voo são quantidade de combustível e peso do piloto. Trikes de dois lugares podem acomodar um piloto e um passageiro. Esta versão pode ter uma pequena caixa de armazenamento, além do tanque de combustível.

O fator mais significativo que afeta o peso e o balanceamento de um trike é o peso do piloto e, se a aeronave tiver dois assentos, o peso do passageiro. O trike age como um helicóptero de rotor principal porque o peso da aeronave paira como um pêndulo sob a asa. A figura 4-2 mostra um trike de dois lugares, no qual o mastro e o suporte do nariz se unem ligeiramente abaixo do ponto de fixação da asa. Quando o trike está em voo, o peso da aeronave paira no ponto de conexão da asa. O peso do motor e do combustível está atrás deste ponto, o passageiro está quase diretamente abaixo deste ponto, e o piloto está à frente deste ponto. O balanceamento da aeronave é determinado pela forma como todos esses pesos se comparam. O ponto de fixação, com relação à quilha da asa, é um local ajustável. O ponto de fixação é movido ligeiramente para frente ou para trás, dependendo do peso dos ocupantes.



Figura 4-2. CG de um trike.

Durante, por exemplo, se a aeronave for pilotada por uma pessoa pesada, o ponto de fixação pode ser movido mais para trás, trazendo a asa para a frente para compensar a mudança do CG. A *Figura 4-3* mostra em detalhe o ponto de fixação e a pequena quantidade de movimento para frente e para trás que está disponível.

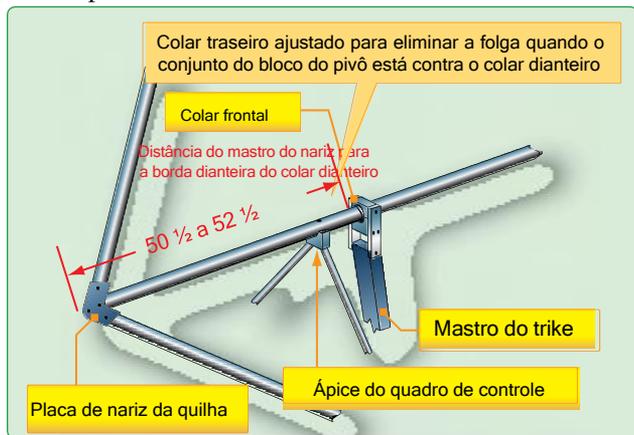


Figura 4-3. Ponto de fixação da asa.

Semelhante a aviões, planadores e paraquedas motorizados, o aumento de peso cria aumentos na velocidade e na razão de descida. No entanto, a aeronave WSC tem uma característica única. Adicionar peso a uma aeronave WSC cria mais torção na ponta da asa porque elas flexionam mais. Com menos sustentação nas pontas, é criado um efeito de nariz para cima e a velocidade de compensação diminui. Portanto, adicionar peso pode aumentar a velocidade de forma semelhante a outras aeronaves, mas reduz a velocidade de compensação devido ao aumento da torção exclusivo da aeronave WSC. A marca/modelo de cada fabricante tem efeitos diferentes dependendo do projeto específico. Para informações detalhadas de peso e balanceamento, características e limitações operacionais, sempre consulte o manual do fabricante específico ou POH para a marca e modelo. A *Figura 4-4* mostra um exemplo de formulário de peso e carregamento que seria emitido para uma aeronave WSC. Cada aeronave tem seu próprio peso e dados de carga que devem vir do fabricante. O exemplo da *Figura 4-4* vem da Airborne, uma empresa australiana, chamada Airborne XT WSC. Para obter informações adicionais, consulte o Manual de Voo de

Aeronaves de Controle de Deslocamento de Peso (FAA-H-8083-5).

Paraquedas motorizados

Paraquedas motorizados têm muitas das mesmas características das aeronaves WSC quando se trata de peso e balanceamento. Eles têm o mesmo carregamento limitado, com apenas um ou dois assentos, e um tanque de combustível. Um paraquedas motorizado age como um pêndulo com o peso da aeronave pendurado sob a asa inflada (paraquedas). O ponto em que a asa inflada se prende à estrutura da aeronave é ajustável para compensar pilotos e passageiros de pesos variados. Com um piloto muito pesado, o ponto de conexão da asa seria movido para a frente para evitar que ficasse muito pesada. A *Figura 4-5* ilustra a estrutura de um paraquedas motorizado e a localização do acessório da asa.

Um paraquedas motorizado usado para esportes e voos privados deve ser registrado com um número N da FAA, ter um certificado de aeronavegabilidade, um POH e/ou um documento com limitações de peso e balanceamento a bordo. Ele deve ser mantido adequadamente pelo proprietário, ou outra pessoa qualificada, e ter os diários de bordo disponíveis para inspeção. Consulte sempre o POH para obter informações sobre peso e balanceamento. Para obter informações adicionais, consulte o Manual do Piloto de Paraquedas Motorizado (FAA-H-8083-29).

Cálculos de Peso e Balanceamento (aeronaves amadoras)

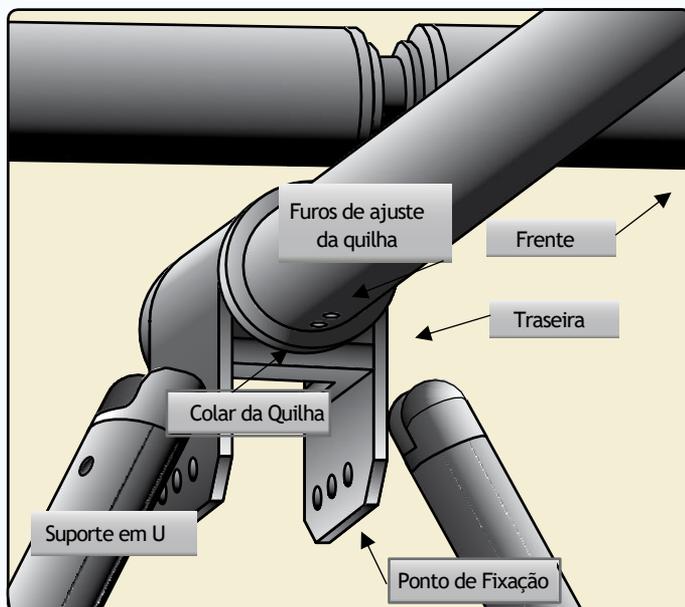
Um bom cálculo de peso e balanceamento é a pedra fundamental do teste de voo de uma aeronave amadora. Determinar com precisão o peso de decolagem da aeronave e garantir que o CG esteja dentro do projeto da aeronave para cada voo é fundamental para a realização de um voo de teste seguro. A aeronave deve ser nivelada quando pesada, em envergadura e frente e cauda de acordo com as instruções do fabricante do kit, e deve estar na posição de voo nivelado. É altamente recomendável que a aeronave seja pesada em uma área fechada usando três balanças calibradas. As balanças de banheiro não são recomendadas porque nem sempre são precisas.

Fabricante e Modelo **Airborne XT series/X series aircraft**

Modelo de Asa Aplicável **Airborne streak 3/Streak 2B/Cruze/Wizard wing**

Data	Registro
Peso vazio	Modelo de asa
Peso máx. de decolagem	Número de série

O efeito da mudança da posição de fixação é alterar a velocidade de compensação da aeronave. Mover o ponto de fixação para a frente aumenta a velocidade de compensação (distâncias mais curtas para o datum). O intervalo de posição do ponto de fixação pode ser usado nas asas aplicáveis para toda a faixa de peso da asa. Os limites de CG na seção da base do trike/gôndola não são críticos. A posição definida do ponto de fixação e seus limites são definidos neste documento.



O ponto do datum é o parafuso dianteiro na placa do nariz (uma linha entre os parafusos pivôs da borda superior na placa do nariz) referenciado ao parafuso da asa na parte superior do mastro para a base trike (gôndola).

Mudar a posição do ponto de fixação é feito movendo o orifício da quilha para frente ou para trás ao longo da quilha ou movendo o ponto de fixação dentro do suporte em U. Um adesivo é usado na quilha para mostrar a posição padrão do orifício da quilha. Ele lista os orifícios do tubo da quilha usados como pontos de ajuste padrão para cada modelo de asa. A tabela abaixo mostra a posição padrão do colar da quilha e a faixa permitida da posição do CG/posição do parafuso de fixação com referência ao ponto de referência da placa do nariz.

Modelo de asa e peso máximo de decolagem	Posição de compensação padrão e alcance. Distância do parafuso do colar da quilha dianteira para o parafuso da placa do nariz para a frente	Distância do ponto de espera para o parafuso de placa do nariz para a frente Posições traseiras e acima permitidas Orifícios de suporte U permitidos
Streak 3 MTO@ 450 kg	Orifício de quilha 2, segundo da frente 1.340 mm +0 — 20 mm	Limite traseiro de 1.293,5 mm (54,9 in) Limite de avanço de 1.353,5 mm Apenas orifício U-suporte médio
Streak 2B MTOVV 450 kg	Orifício de quilha 3, terceiro da frente 1.360 mm ±20 mm	Limite traseiro de 1.413,5 mm (55,6 in) Limite de avanço de 1.373,5 mm (54,1 in) Buraco de suporte U dianteiro e médio apenas
Cruze MTOW 450 kg	Orifício de quilha 3, terceiro da frente 1.360 mm ±20 mm	Limite traseiro de 1.413,5 mm (55,6 in) Limite de avanço de 1.373,5 mm (54,1 in) Apenas orifício U-suporte médio
Wizard MTOVV 430 kg	Orifício de quilha 1, na frente 1.545 mm +0 — 45 mm	Limite traseiro de 1.578,5 mm (61,2 in) Limite de avanço de 1.648,5 mm (64,9 in) Todos os orifícios do suporte U permitidos

Diagrama da construção do ponto de fixação da asa, mostrando a quilha, o suporte em U e a parte superior do quadro de controle.

Figura 4-4. Peso e carregamento para aeronaves WSC.



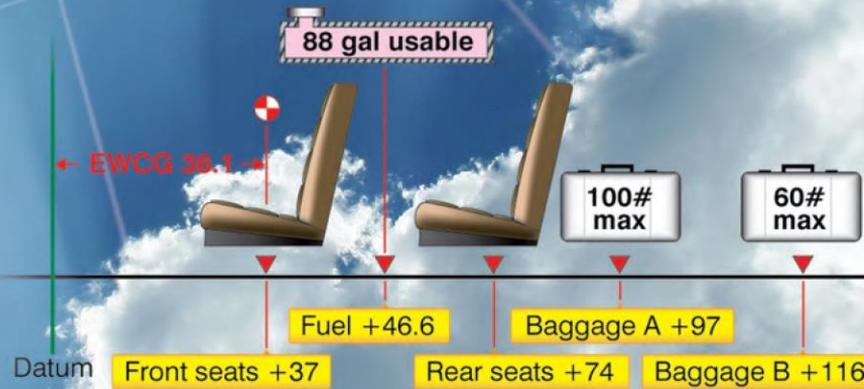
Figura 4-8. *Paraquedas motorizado.*

Capítulo 5

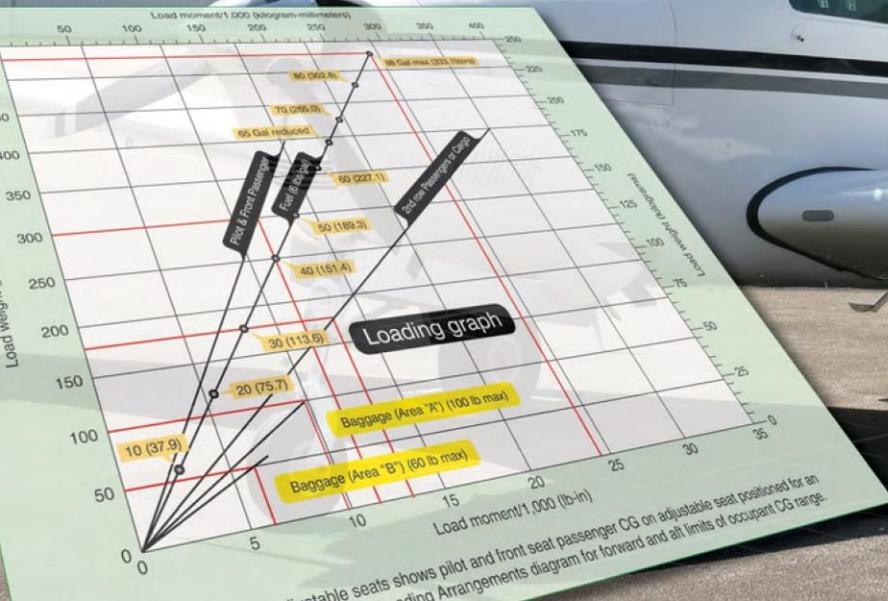
Cálculo de Peso e Balanceamento de Aeronaves Monomotoras

Introdução

Os dados de peso e balanceamento permitem ao piloto determinar o peso da aeronave carregada e determinar se o centro de gravidade (CG) está ou não dentro dos limites permitidos para o peso. Consulte a *Figura 5-1* para um exemplo dos dados necessários para esses cálculos.



Item	Weight	Weight/1,000
Airplane (BEW)	1,874	67.7
Front seats	300	11.1
Rear seats	175	12.9
Fuel	528	
Baggage A	100	
Baggage B	50	
Total	3,027	



Peso básico do avião vazio	1.874,0 lb, EWCG +36.1
Faixa do CG	(+40.9) to (+46.0) at 3,100 lb (+33.0) to (+46.0) at 2,250 lb ou menos Variação em linha reta entre os pontos dados
Faixa de CG de peso vazio	Nenhum
Peso máximo	3,100 lb decolagem/voo 2,950 lb pouso
No. de assentos	4 (2 a frente e +37.0) (2 atrás e +74.0)
Bagagem máxima	160 lb Area A (100 lb em +97.0) Area B (60 lb em +116.0)
Capacidade de combustível	92 gal (88 gal utilizável); two 46 gal tanques integrais nas asas em +46.6
Capacidade de óleo	12 qt (-15)

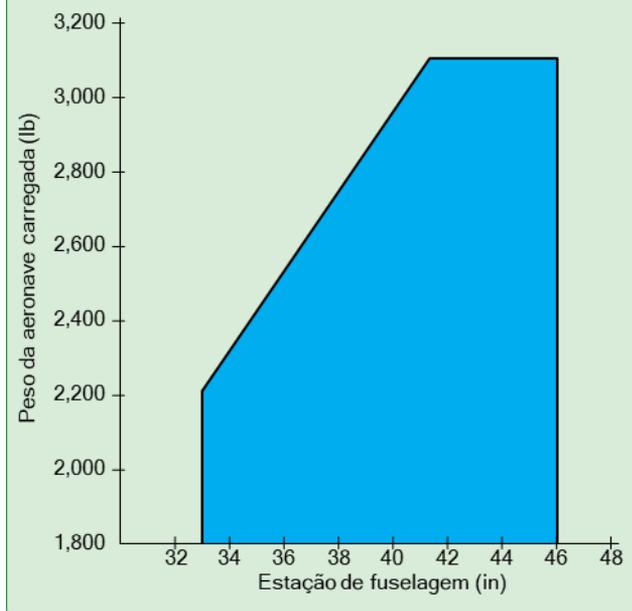


Figura 5-1. Dados de peso e balanceamento necessários para determinar o carregamento adequado de um avião pequeno.

Determinando o Peso Carregado e CG

Uma parte importante do planejamento do pré-voo é determinar que a aeronave esteja carregada para que seu peso e localização do CG permaneça dentro dos limites permitidos. Os métodos de realização disso são o método de cálculo manual utilizando pesos, braços e momentos; o método gráfico utilizando índices de peso e momento [Figura 5-2]; e o método de carregamento gráfico, que elimina a necessidade de alguns cálculos matemáticos.

Método de Cálculo Manual

O método de cálculo manual usa pesos, braços e momentos. Relaciona o peso total e a localização do CG a um gráfico de limites do CG semelhante ao incluído na Ficha de Dados do Certificado de Tipo (TCDS) e no Manual de Voo Operacional do Piloto/ Manual de Voo de Aeronaves (POH/AFM).

Uma planilha, como a mostrada na *Figura 5-3*, fornece um meio de registrar e calcular pesos, braços e momentos para

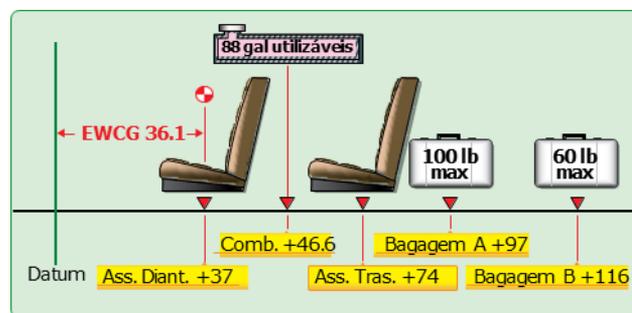


Figura 5-2. Diagrama de carregamento do avião.

todo o combustível a bordo, pessoal, equipamento, carga e bagagem que não estão incluídos no peso básico vazio da aeronave (BEW). A *Figura 5-4* é uma amostra de uma lista de equipamentos típicos onde muitos dos pesos pertinentes e valores de momento podem ser encontrados.

Como parte do planejamento do pré-voo, preencha os espaços em branco na planilha com os dados específicos para o voo. Foram utilizados os seguintes pesos para completar o peso amostral e a planilha de balanceamento na *Figura 5-3*.

Piloto.....	120 lb
Passageiro do banco da frente	180 lb
Passageiro do banco traseiro	175 lb
Combustível (88 gal)	528 lb
Bagagem A	100 lb
Bagagem B	50 lb

Multiplique o peso de cada item pelo braço para determinar o momento. Então, determine o peso total e a soma dos momentos. Divida o momento total pelo peso total para determinar o CG em polegadas do datum. Neste exemplo, o peso total é de 3.027 libras e o CG é de 43,54 polegadas atrás do datum (um resultado negativo teria indicado um CG para a frente do datum).

Para determinar se o avião está ou não devidamente carregado para este voo, use o gráfico de limites do CG. [Figura 5-5] Desenhe uma linha vertical para cima a partir do CG de 43,54 polegadas e uma horizontal à direita do peso carregado de 3.027 libras. Essas linhas se cruzam dentro do envelope, o que mostra que o avião está devidamente carregado para decolagem, mas 77 quilos acima do peso para pouso. Observe que para este gráfico do exemplo, o envelope é definido pela linha preta sólida que indica limites do CG em ou abaixo do peso máximo para decolagem e pouso. Há uma região adicional identificada por uma linha preta segmentada que inclui pesos adequados apenas para decolagem. É importante notar essas diferenças sutis, pois podem ou não ser encontradas em todos os POH/AFM.

Item	Peso (3.100 Lb Max.)	Braço	Momento (lb-in)	CG (polegadas do datum)
Avião	1,874	36.1	67,651.4	
Bancos dianteiros	300	37.0	11,100.0	
Bancos traseiros	175	74.0	12,950.0	
Comb. (88 gal. utilizáveis)	528	46.6	24,604.8	
Bagagem A (100 máx.)	100	97.0	9,700.0	
Bagagem B (60 máx.)	50	116.0	5,800.0	
	3,027		131,806.2	+43.54

Figura 5-3. Gráfico de cronograma de carregamento derivado do exemplo de carregamento.

Item Número	Descrição da Lista de Equipamentos	Desenho Ref.	Peso (lb)	Braço (pol)
24-04-S	Instalação básica do kit de aviônicos - Instalação de Correias de Suporte - Instalação de ventiladores de resfriamento de aviônicos - Instalações de aviônicos - Instalação do Painel de Disjuntores - Instalação do Microfone - Instalação de antena Omni - Instalação do Conjunto de Cabos de Antena Omni		4.3* 0.1 1.6 0.1 1.5 0.2 0.5 0.3	55.5* 10.0 3.0 41.0 16.5 18.5 252.1 248.0
	Capítulo 25 - Equipamento/Mobiliário			
	Assento, Piloto, Ajustável		33.8	41.5
25-01-R	Assento, Copiloto, Ajustável		33.8	41.5
25-02-S	Assento, Traseiro, Almofada Traseira de Duas Peças		50.0	82.0
25-03-S	Cinto de segurança e cinto de ombro, carretel de inércia, piloto e copiloto		5.2	50.3
25-04-R	Cinto de segurança e cinto de ombro, carretel de inércia, banco traseiro		5.2	87.8
25-05-S	Viseiras solares (conjunto de 2)		1.2	33.0
25-06-S	Rede de retenção de bagagem		0.5	108.0
25-07-S	Anéis de amarração de carga (10 amarrações)		0.4	108.0
25-08-S	Lista de verificação operacional do piloto (armazenada no painel de instrumentos Guarda Mapa)		0.3	15.0
25-09-S	Manual de operação do piloto e avião aprovado pela FAA		1.2	61.5
25-10-R	Manual de Voo (Armazenado no Banco do Piloto)			
	Copo de Amostragem de Combustível		0.1	14.3
25-11-S	Barra de reboque, roda do nariz (guardado)		1.7	108.0
25-12-S	Instalação do Transmissor Localizador de Emergência		2.2*	134.8*
25-13-S	- Transmissor ELT - Montagem de antena e cabo - Hardware		1.7 0.4 0.1	135.0 133.0 138.0
	Capítulo 26 – Proteção contra incêndio			
	Instalação de extintor de incêndio de		5.3*	29.0*
	- Extintor de incêndio		4.8	29.0
26-01-S	- Braçadeira de montagem e ferragens		0.5	29.0
	Capítulo 27 – Controles de Voo			
	Instalação de Controles Duplos, Assento Direito		6.3*	12.9*
	- Volante de Controle, Copiloto		2.0	26.0
27-01-S	- Instalação de leme e pedal de freio - Copiloto		4.3	6.8

* Indica peso/braço total para todos os subcomponentes

Figura 5-4. Lista típica de equipamentos.

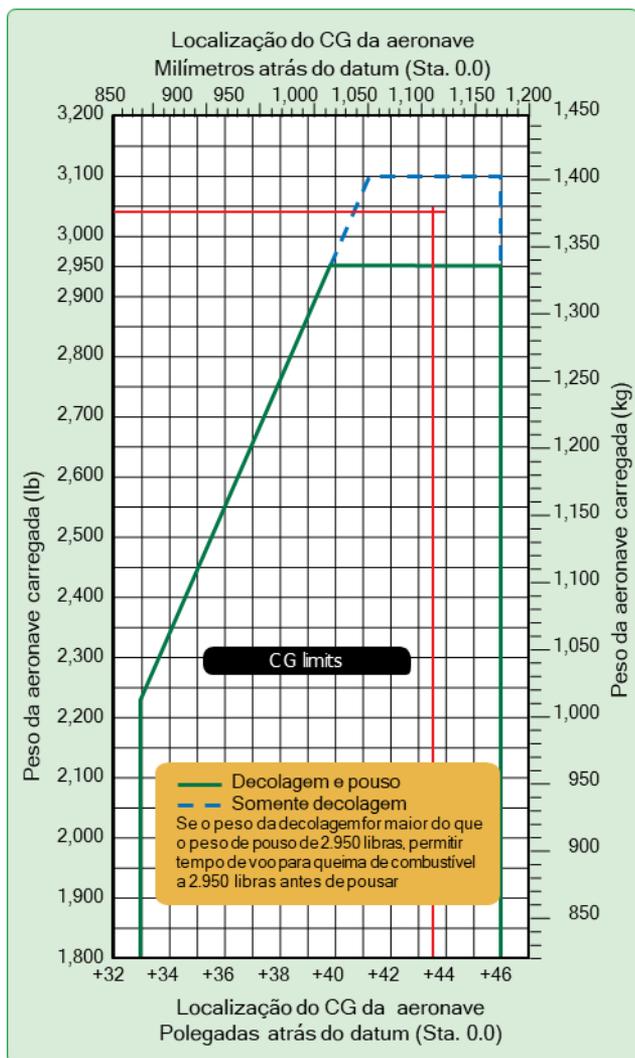


Figura 5-5. Gráfico de limites do CG de um manual típico.

Método de carregamento usando gráficos

As cartas e gráficos encontrados no POH/AFM podem ajudar a simplificar e acelerar o processo de cálculo de peso e balanceamento no pré-voo. Alguns usam um gráfico de carregamento e índices de momento em vez dos braços e momentos. Esses gráficos eliminam a necessidade de calcular momentos e tornam os cálculos mais rápidos e fáceis. [Figura 5-6]

Índices de momento

Momentos determinados pela multiplicação do peso de cada componente por seu braço resultam em grandes números que são desajeitados de calcular e podem se tornar uma fonte de erro matemático. Para eliminar esses grandes números, os índices de momentos às vezes são usados. O momento é dividido por um fator de redução, como 100 ou 1.000, para obter o índice de momento. O gráfico de carregamento fornece o índice de momento para cada componente para evitar cálculos matemáticos. O envelope

de CG usa índices de momento em vez de braços e momentos.

O envelope de limites do CG é a área fechada em um gráfico do peso de carregamento do avião e da localização do CG. Se as linhas retiradas do peso e da cruz do CG estão dentro deste envelope, o avião está devidamente carregado.

Gráfico de carregamento

Figura 5-6 é um gráfico típico de carregamento tirado do POH de um avião moderno de quatro lugares. É um gráfico de peso de carga e índices de momento de carga. Linhas diagonais para cada item relacionam o peso ao índice de momento sem ter que usar cálculos matemáticos

Calcular peso e balanceamento usando o gráfico de carregamento

Para calcular o peso e o balanceamento usando o gráfico de carregamento na Figura 5-6, faça um gráfico de carregamento como o da Figura 5-7. Na Figura 5-6, siga a linha horizontal por 300 libras de peso de carga para a direita até que cruze a linha diagonal para piloto e passageiro dianteiro. A partir deste ponto, faça uma linha vertical para o índice de momento de carga ao longo da parte inferior para determinar o momento de carga para os ocupantes do banco dianteiro. São 11,1 lb-in divididos por 1.000. Grave-o na tabela de carga. Determine o momento de carga para as 175 libras dos ocupantes do banco traseiro ao longo da diagonal para passageiros ou cargas da segunda fileira. Este é 12,9; grave-o no gráfico de carregamento.

Determine o momento de carga para o combustível e a bagagem nas áreas A e B da mesma forma e insira-as no gráfico de carregamento. O combustível máximo é marcado na linha diagonal para combustível em termos de galões ou litros. O máximo é de 88 galões de combustível utilizável. A capacidade total é de 92 galões, mas no nosso exemplo, 4 galões não são utilizáveis e já foram incluídos no peso vazio da aeronave. O peso de 88 galões de combustível é de 528 libras e seu índice de momento é de 24,6. As 100 libras de bagagem na área A tem um índice momentâneo de 9,7 e as 50 libras na área B tem um índice de 5,8. Insira todos esses pesos e índices de momento no gráfico de carga e adicione todos os pesos e índices de momento para determinar os totais.

Transferir os totais para o envelope de momento do CG na Figura 5-8. O envelope de momento do CG é uma área fechada em um gráfico de carregamento do avião sobre o seu peso e momento. Se as linhas retiradas do peso e do momento ficarem dentro deste envelope, o avião está devidamente carregado. O carregamento do exemplo na Figura 5-7 mostra que o peso total da aeronave carregada é de 3.027 libras, e o momento do avião carregado dividido por 1.000 é de 131,8.

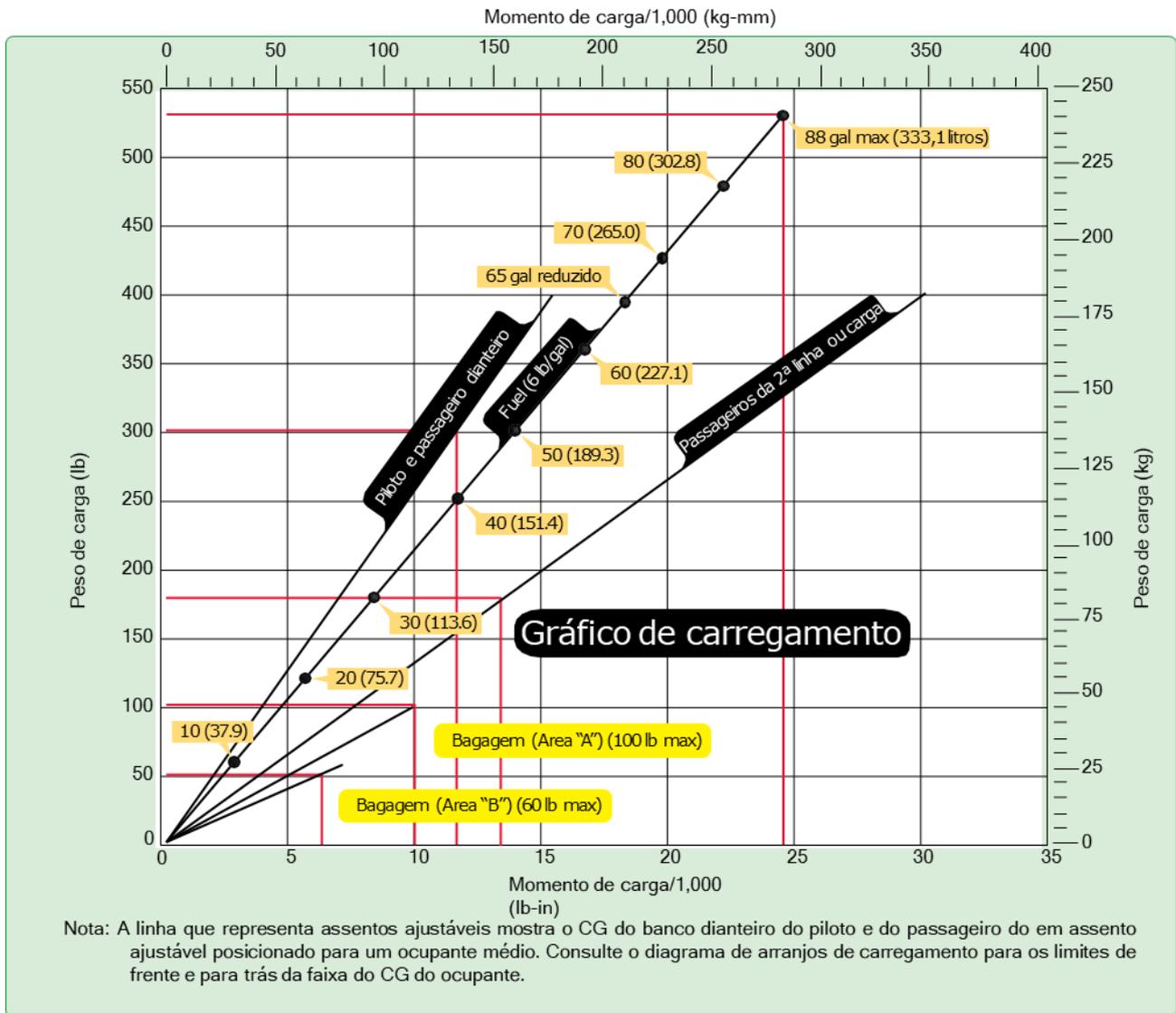


Figura 5-6. Gráfico típico de carregamento.

Item	Peso	Momento/1.000
Avião (BEW)	1,874	67.7
Bancos dianteiros	300	11.1
Bancos traseiros	175	12.9
Combustível	528	24.6
Bagagem A	100	9.7
Bagagem B	50	5.8
Total	3,027	131.8

Figura 5-7. Gráfico de carga.

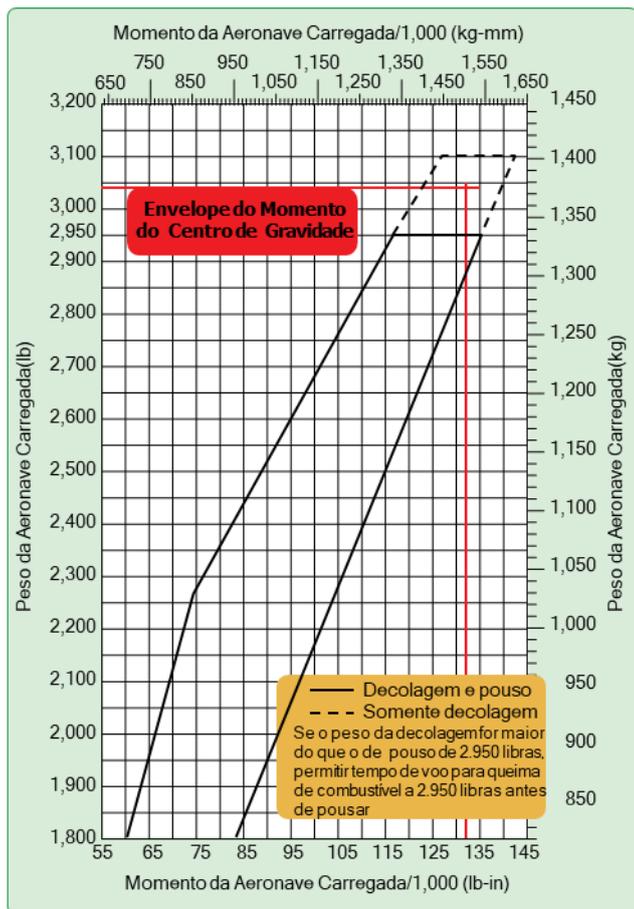


Figura 5-8. Envelope de momento do CG.

Referindo-se à Figura 5-8, desenhe uma linha vertical para cima saindo de 131,8 no índice do eixo X na parte inferior do gráfico e uma linha horizontal de 3.027 libras no eixo Y. Essas linhas se cruzam dentro da área tracejada, o que mostra que a aeronave está carregada adequadamente para decolagem, mas é muito pesada para pouso (semelhante ao exemplo anterior). Por causa disso, se a aeronave tivesse que retornar para pouso imediatamente após a decolagem, ela precisaria voar tempo suficiente para gastar 77 libras (pouco menos de 13 galões) de combustível para reduzir seu peso para o pouso.

Capítulo 6

Cálculo de Peso e Balanceamento em Aeronaves MultiMotor

Introdução

Cálculos de peso e balanceamento para pequenos aviões multimotores são semelhantes aos discutidos para aviões monomotores. Consulte a *Figura 6-1* para um exemplo de dados de peso e balanceamento para um típico avião bimotor leve.

Item	Weight (lb) (5,220 max.)	Arm (in)	Moment (lb-in)	CG
Wings	1,404	35.28	120,093	
Fuel (70 gal)	840	61.0	51,240	
Engine	280	37.0	11,840	
Electrical	200	75.0	23,250	
Forward baggage	100	-15.0	-1,500	
Aft baggage	80			
Total	3,004	113.0	10,170	
			215,093	42.47



Weight	Front seat Arm + 142	Row 2 seats Arm + 142
100	142	142
110	156	156
120	170	170
130	185	185
140	199	199
150	213	213
160	227	227
170	241	241
180	256	256
190	270	270



Datum	Face dianteira do anteparo da fuselagem à frente dos pedais do leme
Assentos	2 em 37.0 2 em 75.0 1 em 113.0: 200 lb limite
Combustível	213.4 gal (2 tanques de asa, 105.0 gal cada 103.0 gal utilizável em +61.0) Combustível não drenável: 1.6 lb em +62
Óleo	24 quartos (12 quartos em cada motor): -3.3
Bagagem	A frente 100 lb limite : -15 Traseiro 200 lb limite: +113
Faixa CG	(+38) Para (+43.1) at 5,200 lb (+43.6) em 4,800 lb (+32) Para (+43.6) em 4,300 lb ou menos a variação da linha reta entre os pontos dados
Motor	2 Motores de 240 cavalos de potência horizontalmente opostos Queima de combustível: 24 gph para cruzeiro de 65% a 175 nós 29 gph e cruzeiro de 75% a 180 nós

Peso com combustível drenado e óleo cheio:

Balanças de roda direita 1.084 lb, tara 8 lb
 Balanças de roda esquerda 1.148 lb, tara 8 lb
 Balanças de roda de nariz 1.202 lb, tara 14 lb

Determine o CG Carregado

Primeiro, adicione os pesos indicados pelas balanças individuais e, em seguida, subtraia os pesos de tara para determinar o BEW. Em seguida, utilizando o BEW e o EWCG, o peso carregado e o CG da aeronave podem ser determinados com dados da Figura 6-2, utilizando um gráfico como o da Figura 6-3.

A aeronave está carregada como mostrado:

Combustível (140 gal) 840 lb
 Bancos dianteiros..... 320 lb
 Bancos Fila 2..... 310 lb
 Bagagem dianteira 100 lb
 Bagagem traseira..... 90 lb

Método gráfico usando peso, braço e momentos

Faça um gráfico mostrando o peso, braço e momentos do avião e sua carga.

Figura 6-1. Dados típicos de peso e balanceamento para um avião bimotor leve.

O avião neste exemplo foi pesado para determinar seu peso vazio básico (BEW) e centro de gravidade de peso vazio (EWCG). As condições de pesagem e os resultados são:

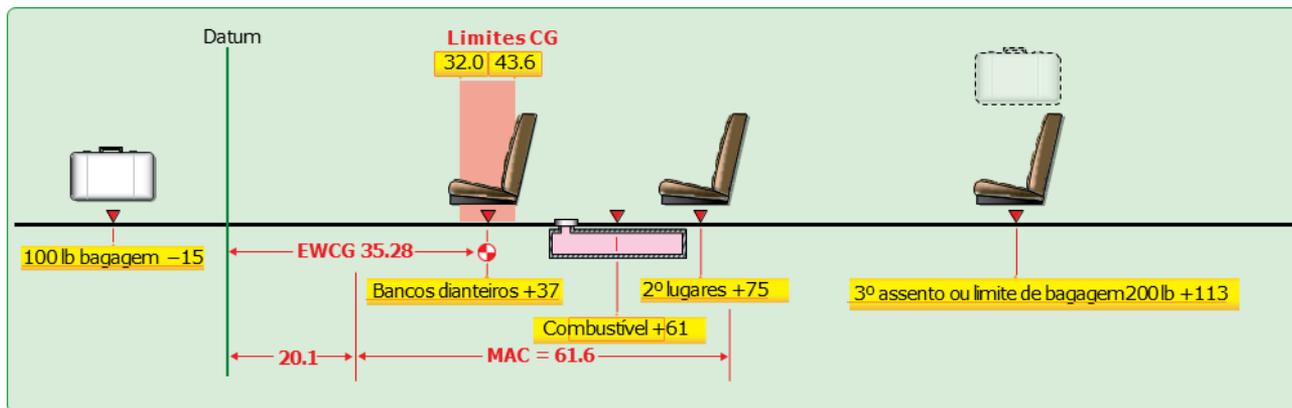


Figura 6-2. Peso do avião bimotor e diagrama de balanceamento.

Item	Peso (lb) (5,200 max.)	X	Braço (in)	=	Momento (lb-in)	CG
Aeronave	3,404		35.28		120,093	
Combustível (140 gal)	840		61.0		51,240	
Assento dianteiro	320		37.0		11,840	
Assentos 2 fila	310		75.0		23,250	
Bagageiro dianteiro	100		-15.0		-1,500	
Bagageiro traseiro	90		113.0		10,170	
Total	5,064				215,093	42.47

Figura 6-3. Determinando o CG carregado do avião exemplo na Figura 6-2.

O peso carregado para este voo é de 5.064 libras, e o CG está localizado a 42,47 polegadas atrás do datum.

Para determinar se o peso e o CG estão dentro da faixa permitida, consulte o gráfico de faixas do CG na *Figura 6-4*. Desenhe uma linha vertical para cima a partir de 42,47 polegadas do datum e uma horizontal de 5.064 libras. Essas linhas se cruzam dentro do envelope, mostrando que o avião está devidamente carregado.

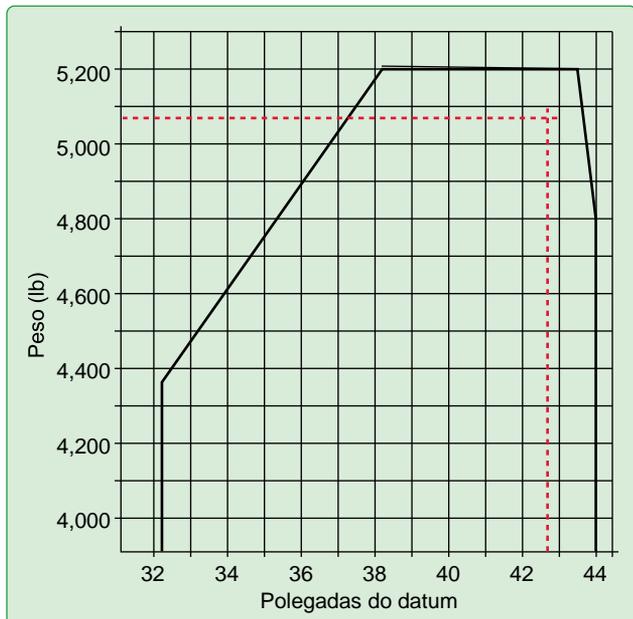


Figura 6-4. Gráfico exemplo de faixa do CG.

Determinando o CG em Porcentagem da Corda Aerodinâmica Média (MAC)

Consulte novamente as *Figuras 6-2 e 6-3*.

O CG carregado tem 42,47 polegadas atrás do datum.

O MAC tem 61,6 polegadas de comprimento.

O LEMAC está localizado na estação 20,1.

O CG é de $42,47 - 20,1 = 22,37$ polegadas atrás do LEMAC.

Use a fórmula na *Figura 6-5* para encontrar o CG em porcentagem do MAC.

$$\begin{aligned}
 \text{CG em \% MAC} &= \frac{\text{CG em polegadas do LEMAC} \times 100}{\text{MAC}} \\
 &= \frac{22,37 \times 100}{61,6} \\
 &= 36,3\% \text{ MAC}
 \end{aligned}$$

Figura 6-5. Encontrando o CG em porcentagem do MAC.

O CG carregado está localizado a 36,3% MAC.

O método gráfico usando índices de peso e momento

Como mencionado no capítulo anterior, qualquer coisa que possa ser feita para facilitar o planejamento cuidadoso do pré-voo irá facilitar o voo. Muitos fabricantes fornecem gráficos no Manual Operacional do Piloto/Manual de Voo de Aeronaves (POH/AFM) que usam índices de peso e momento em vez de peso, braço e momentos. Os gráficos também ajudam a reduzir os erros, incluindo tabelas de índices de momento para os vários pesos.

Considere o carregamento para este voo em particular

Fluxo de combustível de cruzeiro = 16 galões por hora

Tempo estimado no trajeto = 2 horas, 10 minutos

Combustível de reserva = 45 minutos = 12 galões

Combustível total necessário = 47 galões

O piloto completa um gráfico como o da *Figura 6-6* usando índices de momento das tabelas nas *Figuras 6-7 e 6-8*.

Os momentos divididos por 100 na coluna de índices são encontrados nos gráficos nas *Figuras 6-7 a 6-9*. Se o peso exato não estiver no gráfico, interpole entre os pesos existentes. Quando um peso é maior do que qualquer um dos mostrados nos gráficos, adicione os índices de momento para uma combinação de pesos para obter o que é desejado. Por exemplo, para obter os momentos divididos por 100 para as 320 libras nos bancos dianteiros, adicione o índice de momento para 100 libras (105) e para 220 libras (231). Isso dá o índice de momento de 336 para 320 libras nos bancos dianteiros.

Use os limites de momento versus o envelope de peso na *Figura 6-10* para determinar se as condições de peso e balanceamento estão dentro dos limites permitidos tanto para decolagem quanto para pouso no destino. O momento limite versus envelope de peso é uma área fechada em um gráfico de três parâmetros. A linha diagonal representando o momento dividido por 100 cruza a linha horizontal representando o peso e a linha vertical representando a localização CG em polegadas atrás do datum. Quando as linhas cruzam dentro do envelope, a aeronave está carregada dentro de seu peso e limites de CG.

Decolagem: - 3.781 lb e 4.296 de momento dividido por 100

Landing: - 3.571 lb e 4.050 de momento dividido por 100

Formulário de carregamento de Peso e Balanceamento

Modelo _____ Data _____

Número de Série _____ Registro _____

Item	Libras (3,900 max.)	Momento do índice/100
Peso básico vazio do avião	2,625	2,864
Ocupantes do Assento Dianteiro	320	336
Assentos da fileira 2	290	412
Bagagem (200 lb max.)	90	150
Subtotal	<u>3,325</u>	<u>3,762</u>
Condição zero de combustível (3.500 máx.)		
Carregamento de combustível (galões) 80	480	562
Subtotal	<u>3,805</u>	<u>4,324</u>
Condição da rampa		
*Menos combustível para começar, táxi e decolagem	-24	-28
Subtotal	<u>3,781</u>	<u>4,296</u>
Condições de decolagem		
Menos combustível para o destino (galões) 35	-210	-246
Condição de pouso	<u>3,571</u>	<u>4,050</u>

* Combustível para partida, táxi e decolagem é normalmente 24 libras no momento índice de 28

Figura 6-6. Forma típica de carga de peso e balanceamento.

Momentos do ocupante/100		
Peso	Bancos dianteiros Braço +105	Assentos da linha 2 Braço +142
100	105	142
110	116	156
120	126	170
130	137	185
140	147	199
150	158	213
160	168	227
170	179	241
180	189	256
190	200	270
200	210	284
210	221	298
220	231	312
230	242	327
240	252	341
250	263	355

Figura 6-7. Peso amostral e índice de momento para ocupante

Localize o momento dividido por 100 nas linhas diagonais para 4.296 e siga-o até cruzar a linha horizontal de 3.781 libras. Estas linhas cruzam dentro do envelope na linha vertical para uma localização de CG de 114 (113,6) polegadas atrás do datum.

O peso máximo permitido de decolagem é de 3.900 libras, e este avião pesa 3.781 libras. Os limites de CG para 3.781 libras são de 109,8 a 117,5. O CG de 114 (113,6) polegadas está dentro desses limites permitidos.

Momentos da bagagem/100	
Peso	Braço +167
10	17
20	33
30	50
40	67
50	84
60	100
70	117
80	134
90	150
100	167
110	184
120	200
130	217
140	234
150	251
160	267
170	284
180	301
190	317
200	334

Fi

Combustível utilizável– Braço +117		
Galões	Libras	Momento/100
10	60	70
20	120	140
30	180	211
40	240	281
50	300	351
60	360	421
70	420	491
80	480	562
90	540	632
100	600	702

Figura 6-9. Peso amostral e índice de momento para combustível.

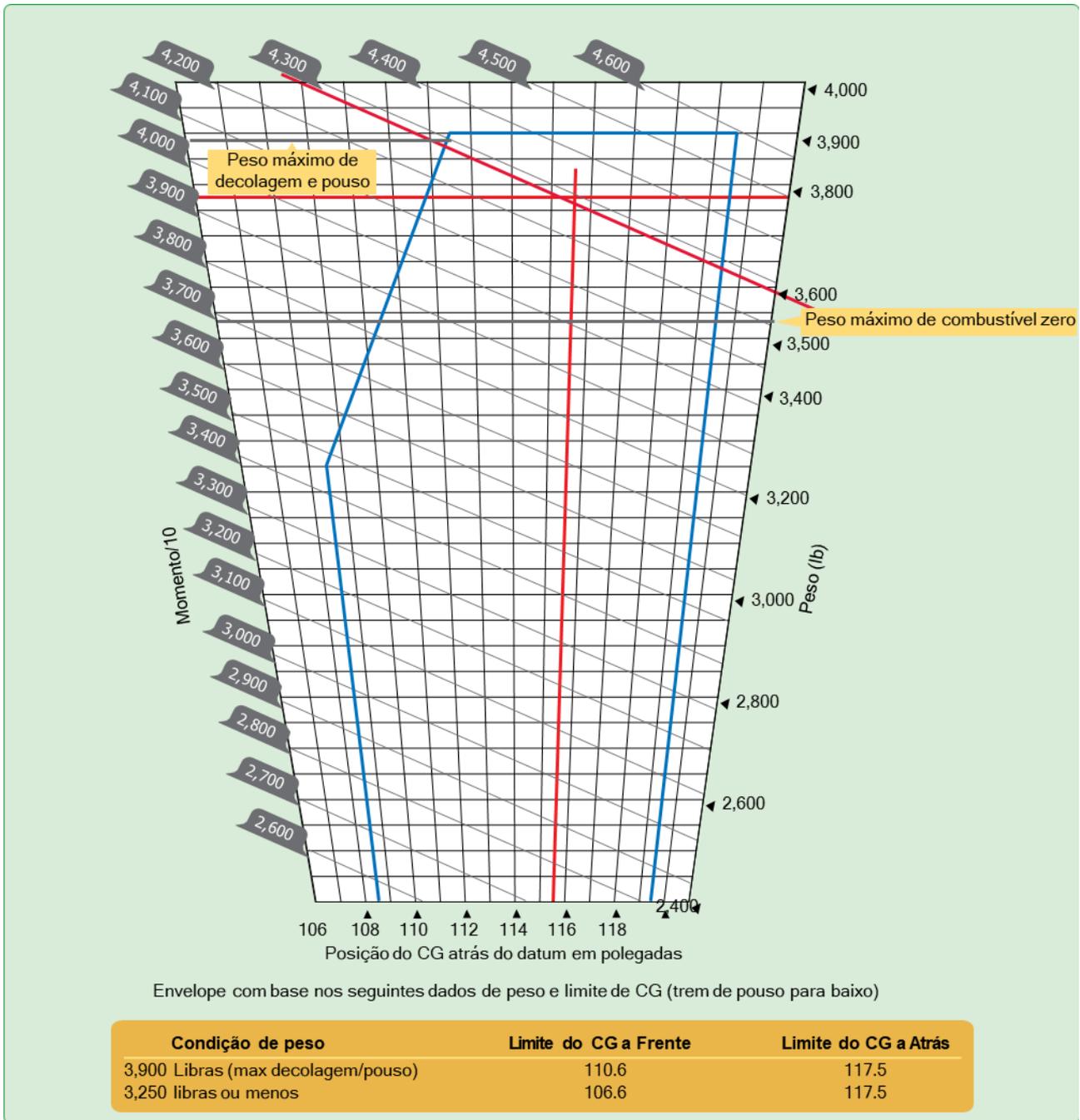


Figura 6-10. Exemplo de limites de momento versus envelope de peso.

Lista de equipamentos

A Administração Federal de Aviação (FAA) considera a adição ou remoção de equipamentos incluídos na Lista de Equipamentos como uma pequena modificação. Os pesos e braços estão incluídos com os itens da lista de equipamentos, e essas pequenas modificações podem ser feitas e a aeronave aprovada para retorno ao serviço por um mecânico certificado pela FAA. A única documentação necessária é fazer o registro nos documentos de manutenção da aeronave e a mudança adequada para o registro de peso e balanceamento no POH/AFM. [Figura 7-1]

Figura 7-2 é uma lista abrangente de todos os equipamentos Cessna que estão disponíveis para o avião Modelo 182S. Não deve ser confundido com a lista de equipamentos específicos do avião. Uma lista específica do avião é fornecida com cada avião individual na entrega e é tipicamente encontrada no final do Manual Operacional do Piloto. A seguinte lista abrangente de equipamentos e a lista específica do avião têm uma ordem de listagem semelhante.

A lista abrangente de equipamentos fornece as seguintes informações no formulário:

Na coluna Item N^o, cada item recebe um número codificado. Os dois primeiros dígitos do código representam a atribuição de um item de equipamento dentro da especificação ATA 100 (Capítulo 11 para Placas, Capítulo 21 para Ar-Condicionado, Capítulo 77 para Indicação de Motor, etc.). Essas atribuições também correspondem ao detalhamento do manual de manutenção do avião. Os itens recebem um número de sequência único (01, 02, 03, etc.). Após o número de sequência

(e hífen), uma letra de sufixo é colocada para identificar um item do equipamento conforme necessário, padrão ou opcional. As letras do sufixo são as seguintes:

- R = item ou equipamento necessário para certificação FAA
- S = item do equipamento padrão
- O = item de equipamento opcional substituindo itens necessários ou padrão(s)
- A = item de equipamento opcional que vai além dos itens obrigatórios ou padrão

Na coluna Descrição da lista de equipamentos, cada item recebe um nome descritivo para ajudar a identificar sua função.

Na coluna Desenho Ref, é fornecido um número do desenho que corresponde ao item.

Nota: Equipamentos adicionais devem ser instalados de acordo com o desenho de referência, boletim de serviço ou uma aprovação separada da FAA.

Nas colunas Peso e Braço, você encontra o peso em libras e braço em polegadas do item do equipamento.

Notas: Salvo indicação em contrário, valores verdadeiros (não valores de alteração líquida) para o peso e braço são mostrados. Braços positivos são distâncias atrás do datum do avião; braços negativos são distâncias para a frente do datum. Asteriscos (*) na coluna de peso e braço indicam instalações completas de montagem. Alguns componentes principais do conjunto estão listados nas linhas imediatamente seguintes. A soma desses componentes principais não é necessariamente igual à instalação completa do conjunto.

Registro de Peso e Balanceamento											
(Histórico contínuo de mudanças na estrutura ou equipamento que afetam o peso e o balanceamento)											
Modelo de Avião Cessna 182L			Número de série 18259080			Número da página 1					
Dados	Item N ^o .		Descrição do artigo ou Modificação	Mudança de peso						Peso Vazio Básico	
	Entrada	Saída		Adicionado (+)			Removido (-)			Peso (L)	Momento/1,000
				Peso (L)	Braço (e)	Momento/1,000	Peso (L)	Braço (e)	Momento/1,000		
			Como entregue							1,876	67.8
8-7-09	Alteração	por Formulário FAA 337									
	Datado	8-7-09		7.38		.346				1,883.4	68.1
		34-XX	Pau e bola				-2.5	15.0	-.037	1,880.9	68.1
		34-XX	Giroscópio direcional				-3.12	13.5	-.042	1,877.8	68.1
		22-XX	Piloto automático	13.0	32.7	.425				1,890.8	68.5

Figura 7-1. Um típico 14 CFR parte 23 peso e registro de balanceamento.

Item Número	Descrição da Lista de Equipamentos	Desenho Referência	Peso (lb)	Braço (in)
24-04-S	Instalação do kit aviônico básico - Instalação de cintos de suporte - Instalação de ventilador de resfriamento aviônico - Instalações da Aviônica - Instalação do painel do disjuntor - Instalação do microfone - Instalação de antena omni - Instalação de montagem do cabo antenna		4.3* 0.1 1.6 0.1 1.5 0.2 0.5 0.3	55.5* 10.0 3.0 41.0 16.5 18.5 252.1 248.0
	Capítulo 25 — Equipamentos/Móveis			
25-01-R	Assento, piloto, ajustável		33.8	41.5
25-02-S	Assento, Copiloto, ajustável		33.8	41.5
25-02-S	Banco, Traseira, Almofada traseira de duas peças		50.0	82.0
25-03-S	Cinto de Segurança e Arreios de Ombro, Carretel inércia, piloto e copiloto		5.2	50.3
25-04-R	Cinto de segurança e cinto de ombro, carretel inércia, banco traseiro		5.2	87.8
25-05-S	Viseiras solares (Conjunto de 2)		1.2	33.0
25-06-S	Rede de retenção de bagagem		0.5	108.0
25-07-S	Anéis de prender carga (10 anéis)		0.4	108.0
25-08-S	Check list operacional do piloto (guardada no painel de instrumentos		0.3	15.0
25-09-S	Pasta de Mapa)			
	Manual operacional do piloto e avião aprovado pela FAA		1.2	61.5
25-10-R	Manual de Voo (Armazenado no banco traseiro do piloto)			
	Copo de amostragem de combustível		0.1	14.3
25-11-S	Barra de Reboque, Engrenagem do Nariz (Arrumado)		1.7	108.0
25-12-S	Instalação do transmissor de localização de emergência		2.2*	134.8*
25-13-S	- Transmissor ELT - Conjunto de antenas e cabos - Hardware		1.7 0.4 0.1	135.0 133.0 138.0
	Capítulo 26 - Proteção contra incêndios			
	Instalação do extintor de incêndio		5.3*	29.0*
	- Extintor		4.8	29.0
26-01-S	- Grampo de montagem e hardware		0.5	29.0
	Capítulo 27 - Controles de voo			
27-01-S	Instalação de controles duplos, assento direito		6.3*	12.9*
	- Manche de Controle, Copiloto		2.0	26.0
	- Instalação de leme e pedal de freio para copiloto		4.3	6.8

* Indica peso/braço total para todos os subcomponentes

Figura 7-2. Lista típica de equipamentos abrangentes.

Modificação e Reparo Maior

Dentro do texto a seguir, informações relativas a grandes reparos ou modificações importantes não se aplicam a nenhuma aeronave dentro da categoria esporte leve. Esta categoria de aeronaves não é elegível para grandes reparos ou modificações.

Qualquer alteração ou reparo importante requer que o trabalho ou instalação seja feito por um mecânico certificado pela FAA. O trabalho deve ser verificado quanto aos dados aprovados pela FAA e assinado por um mecânico de aeronaves que detém uma Autorização de Inspeção (IA) ou por um agente autorizado de uma oficina aprovada pela FAA. Um registro da oficina e/ou formulário FAA 337, Reparos e Modificações Maiores, deve ser preenchido descrevendo o trabalho. (Título de Referência 14 do Código de Regulamento Federal (14 CFR) parte 43, apêndice B, para registro de requisitos principais de reparos e modificações). Uma revisão datada e assinada para o registro de peso e balanceamento é feita e mantida com os registros de manutenção, e o novo peso do avião vazio e o índice de peso vazio ou índice de momento são inseridos no POH/AFM Registro de Revisão de Peso e Balanceamento.

Os fabricantes de aeronaves usam diferentes formatos para seus dados de peso e balanceamento, mas a *Figura 7-3* é típica de um registro de revisão de peso e balanceamento. Todos os registros de peso e balanceamento devem ser mantidos com os outros registros da aeronave. Cada registro de revisão deve ser identificado com a data, o fabricante da aeronave, o modelo e o número de série. As páginas devem ser assinadas pela pessoa que faz a revisão e devem ser incluídos seu tipo de certificado e número.

Os cálculos para uma revisão de peso e balanceamento estão incluídos em um formulário de revisão de peso e balanceamento. As condições de carregamento extremas apropriadas para trás e para frente devem ser investigadas e os cálculos mostrados. A data em que esses cálculos foram feitos é mostrada no canto superior direito da *Figura 7-3*. Quando este trabalho é substituído, uma anotação deve ser feita no novo formulário de revisão de peso e balanceamento, incluindo uma afirmação de que os novos cálculos superam os cálculos datados de "MM/DD/YY".

Peso & Balanceamento
Cessna 182L
N42565
S/N 18259080

Data: 08/07/09

Atualiza o Formulário FAA 337 datado de 02/10/07.

Equipamentos Removidos

	Peso	x	Braço	=	Momento
1. Coordenador P/N C661003-0201	2.50 lb		15.0		37.50
2. Giro Direcional P/N 0706000	<u>+3.12 lb</u>		<u>13.5</u>		<u>+42.12</u>
Total	5.62				79.62
	1,876.00		36.14		67,798.64
	<u>-5.62</u>		<u> </u>		<u>-79.62</u>
Aeronave após remoção:	1,870.38		36.20		67,719.02

Seguintes Equipamentos Instalados:

	Peso	x	Braço	=	Momento
1. S-TEC System 40 autopilot, incluindo coordenador de curva e giro direcional	13 lb		32.70		425.13
	1,870.38		36.20		67,719.02
	<u>+13.00</u>		<u> </u>		<u>+425.13</u>
	1,883.38		36.18		68,144.15

***PESO VAZIO REVISADO**
NOVO PESO ÚTIL 1,216.62

Verificação para a frente (Limit +33.0)

	Wt.	x	Arm	=	Moment
A/C vazia	1,883.38		36.18		68,144.15
Assento D	170.00		37.00		6,290.00
Assento T					
Comb (min.)	115.00		48.00		5,520.00
Bagagem A					
Bagagem B					
	<u>2,168.38</u>		<u>+36.87</u>		<u>79,954.15</u>

Verificação traseira (Limit +46.0)

	Wt.	x	Arm	=	Moment
A/C vazia	1,883.38		36.18		68,144.15
Assento D	170.00		37.00		6,290.00
Assento T	340.00		74.00		25,160.00
Comb (min.)	528.00		48.20		25,449.60
Bagagem A	100.00		97.00		9,700.00
Bagagem B	<u>60.00</u>		<u>116.00</u>		<u>6,960.00</u>
	3,081.38		45.98		141,703.75


 Joseph P. Kline
 A&P 123456789

Figura 7-3. Um típico registro de revisão de peso e balanceamento do avião

O documento de revisão de peso e balanceamento deve mostrar claramente o peso vazio revisado, o braço de peso vazio e/ou o índice de momento, e a nova carga útil. Um exemplo dessas entradas pode ser encontrado na parte inferior da *Figura 7-3*.

Alterações de Peso Causadas por um Reparo ou Modificação

Uma alteração típica pode consistir na remoção de duas peças de equipamento de rádio do painel de instrumentos e uma fonte de alimentação que estava localizada no compartimento de bagagem atrás do banco traseiro. Neste exemplo, essas duas peças são substituídas por um único rádio leve e autônomo. Ao mesmo tempo, um antigo transmissor localizador de emergência (ELT) é removido de seu suporte perto da cauda, e uma unidade mais leve é instalada. Um banco do passageiro foi instalado no compartimento de bagagem.

Cálculos usando peso, braço e momento

O primeiro passo no cálculo de peso e balanceamento é fazer um gráfico como o da *Figura 7-4*, listando todos os itens envolvidos. O novo centro de gravidade (CG) de 36,4 polegadas atrás do datum é determinado dividindo o novo momento pelo novo peso.

Cálculos usando índices de peso e momento

Se os dados de peso e balanceamento usarem índices momentâneos em vez de braços e momentos, essa mesma alteração pode ser calculada usando um gráfico como o da *Figura 7-5*. Subtraia os índices de peso e momento de todos os equipamentos removidos do peso vazio e índice de momento do avião. Adicione os índices de peso e momento de todos os equipamentos instalados para determinar o peso total e o índice de momento total. Para determinar a posição do novo CG em polegadas atrás do datum, multiplique o índice de momento total por 100 para obter o momento, e divida isso pelo peso total para obter o novo CG.

Item	Peso (lb)	Braço	Momento (lb-in)	Novo CG
Avião	1,876.0	36.1	67,723.6	
Rádio removido	-12,2	15.8	-192,8	
Fonte de alimentação removida	-9.2	95.0	-874.0	
ELT removido	-3.2	135.0	-432,0	
Rádio instalado	+8.4	14.6	+122.6	
ELT instalado	+1.7	135.0	+229.5	
Banco do passageiro instalado	+21.0	97.0	+2,037.0	
Total	1,882.5		68,613.9	+36.4

Figura 7-4. Mudanças de peso, braço e momento causadas por alterações típicas ou reparos

Item	Peso (lb)	Índices de momento (lb-in/100)	Novo CG (polegadas de datum)
Avião	1,876.0	+677.2	
Rádio removido	-12,2	-1,93	
Fonte de alimentação removida	-9.2	-8,74	
ELT removido	-3.2	-4.32	
Rádio instalado	+8.4	+1.23	
ELT instalado	+1.7	+2.29	
Banco do passageiro instalado	+21.0	+20.37	
Total	1,882.5	+686.1	+36.4

Figura 7-5. Alterações de peso e momento do índice causadas por uma alteração ou reparo típico

Determinando o CG em porcentagem de corda aerodinâmica média (Porcentagem do MAC)

Este procedimento é o mesmo encontrado no Capítulo 5, Peso e Balanceamento de Aeronaves Monomotor. Consulte as condições de carga e informações de CG encontradas nas Figuras 7-5, 7-6 e 7-7 para calcular o CG em porcentagem MAC:

O CG carregado é +36,4 polegadas atrás do datum.

O MAC tem 58,0 polegadas de comprimento.

A corda aerodinâmica média do bordo de ataque (LEMAC) está localizada na estação 25.98.

O CG é $+36,4 - 25,98 = 10,42$ polegadas atrás do LEMAC.

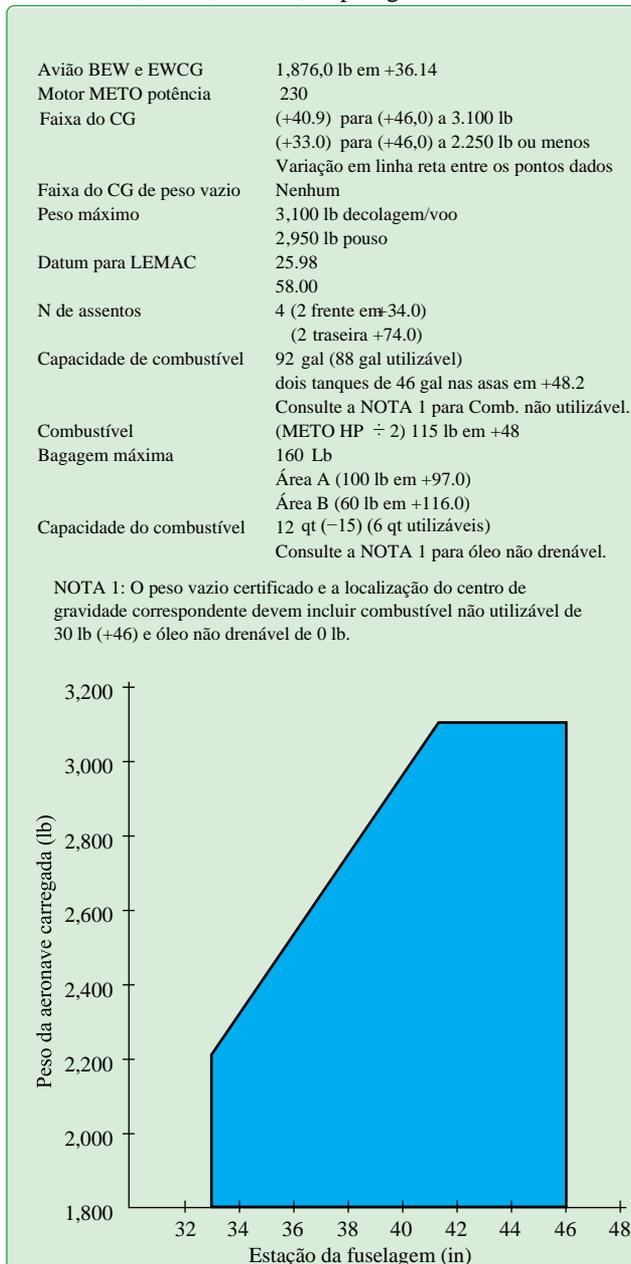


Figura 7-6. Informações sobre peso e balanceamento.

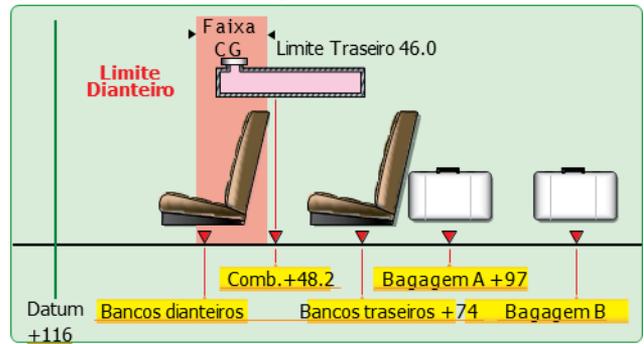


Figura 7-7. Condições de carregamento.

Use a fórmula na Figura 7-8 para determinar o CG em porcentagens MAC.

$$\begin{aligned} \text{CG em \% MAC} &= \frac{\text{CG em polegadas do LEMAC} \times 100}{\text{MAC}} \\ &= \frac{10.42 \times 100}{58.0} \\ &= 17.9\% \text{ MAC} \end{aligned}$$

Figura 7-8. Fórmula para determinar o CG em porcentagem do MAC.

O CG carregado após modificação ou reparo está localizado a 17,9% MAC.

Faixa do CG de Peso Vazio (EWCG)

Os tanques de combustível, assentos e compartimentos de bagagem de algumas aeronaves estão localizados de tal forma que as mudanças no combustível ou na carga dos ocupantes têm um efeito muito limitado no balanceamento da aeronave. Aeronaves de tal configuração mostram uma faixa de CG (EWCG) de peso vazio na Ficha de Dados do Certificado de Tipo (TCDS). Se o EWCG estiver localizado dentro deste limite, é impossível carregar legalmente a aeronave para que seu CG quando carregado fique fora do seu limite permitido.

Se o TCDS listar uma faixa EWCG e, após a modificação ser concluída, e o EWCG se enquadrar nesse intervalo, então não há necessidade de calcular uma verificação a frente ou atrás para carregamento adverso. Mas se o TCDS listar a faixa EWCG como "Nenhum" (e a maioria deles é assim), uma verificação deve ser feita para determinar se é possível ou não por qualquer combinação de carregamento legal fazer com que o CG da aeronave se mova para fora de seus limites para a frente ou para trás.

Verificações do CG com Carga Adversa

Muitas aeronaves modernas têm várias fileiras de assentos e muitas vezes mais de um compartimento de bagagem. Após qualquer reparo ou modificação que altere o peso e o

balanceamento, o mecânico certificado deve garantir que nenhuma condição legal de carregamento possa mover o CG para fora de seus limites permitidos. Para determinar isso, devem ser realizadas verificações de CG com carga adversa e os resultados registrados no documento de revisão de peso e balanceamento. [Figura 7-3]

Verificação do CG com carga adversa para a frente

Para realizar uma verificação do CG para frente, faça um gráfico que inclua o avião e quaisquer ocupantes e itens da carga localizados a frente do limite do CG dianteiro. Inclua apenas aqueles itens atrás do limite dianteiro que são essenciais para o voo: o piloto e o combustível mínimo.

Neste exemplo, o piloto, cujo peso nominal é de 170 libras, está atrás do limite de CG dianteiro. O combustível também está atrás do limite dianteiro, por isso o combustível mínimo é usado. Para fins de peso e balanceamento, o combustível mínimo não é mais do que a quantidade necessária para uma meia hora de operação com potência máxima contínua. Este é considerado 1/2 de galão para cada motor em potência máxima, exceto decolagem (METO). Como a gasolina de aviação pesa 6 libras por galão, determine o número de libras de combustível mínimo dividindo a potência METO por dois. Neste exemplo, o combustível mínimo é de 115 libras. Os bancos dianteiros e traseiros e a bagagem estão todos atrás do limite do CG dianteiro, por isso não são considerados passageiros ou bagagem.

Faça um gráfico como o da Figura 7-9 para determinar o CG com a aeronave carregada para o seu CG mais avançado. Com a carga composta apenas por um piloto e o combustível mínimo, o CG é +36,6, que está atrás do limite mais avançado permitido para este peso de +33,0.

Verificação do CG com carga adversa atrás

Para realizar uma verificação do CG de cauda ou traseira, faça um gráfico que inclua o peso vazio e o EWCG da aeronave após a modificação e todos os ocupantes e itens da carga atrás do limite do CG atrás de 46,0. O piloto está na frente deste limite, mas é essencial para o voo e deve ser incluído. Neste exemplo, apenas o piloto ocupa os bancos dianteiros. Uma vez que o CG do combustível está atrás do limite traseiro, o combustível total é usado, bem como o peso nominal (170 lb) para os passageiros do banco traseiro e a bagagem máxima permitida.

Nessas condições de carregamento, o CG está localizado em +45,8, que está à frente do limite traseiro de +46,0. [Figura 7-10] Com apenas o piloto na frente do limite de CG traseiro e máximo de todos os itens atrás do limite traseiro, o CG está em +45,8 polegadas, que está à frente do limite traseiro de +46,0 polegadas.

Lastro

É possível carregar o avião mais moderno para que o CG se mude para fora do limite permitido. Placas e instruções de carregamento nos dados de peso e balanceamento informam o piloto das restrições que impedem que tal mudança ocorra. Um cartaz típico no compartimento de bagagem de um avião é mostrado em Figura 7-11. Quando o CG de uma aeronave fica fora dos limites, geralmente pode ser trazido de volta usando lastro.

Quando a linha traseira dos assentos é ocupada, 120 quilos de bagagem ou lastro devem ser transportados no compartimento de bagagem dianteiro. Para instruções adicionais de carregamento, ver Dados de Peso e Balanceamento.

Figura 7-11. Placa típica do compartimento de bagagem.

Item	Peso (lb)	x	Braço	=	Momento (lb-in)	Mais a a frente CG +33.0
Avião (vazio)	1,876.0		36.14		67,798.6	
Piloto	170.0		34.0		5,780.0	
Combustível (mínimo)	115.0		48.0		5,520.0	
Total	2,161.0				79,098.6	+36.6

Figura 7-9. Condições de carga para verificação do CG com carga adversa para a frente.

Item	Peso (lb)	x	Braço (in)	=	Momento (lb-in)	Mais atrás CG +46.0
Avião (vazio)	1,876.0		36.14		67,798.6	
Piloto	170.0		34.0		5,780.0	
Comb. (tq compl. – 88 gal)	528.0		48.2		25,449.6	
Ocup. do banco traseiro (2)	340.0		74.0		25,160.0	
Bagagem A	100.0		97.0		9,700.0	
Bagagem B	60.0		116.0		6,960.0	
Total	3,074.0				140,848.2	+45.8

Figura 7-10. Condições de carga para verificação do CG com carga adversa para trás

Lastro temporário

O lastro temporário, na forma de barras de chumbo ou sacos de lona com areia ou chumbo, é frequentemente transportado nos compartimentos de bagagem para ajustar o balanceamento para determinadas condições de voo. As bolsas estão marcadas como "Lastro XX Libras: Remoção requer verificação de peso e balanceamento". O lastro temporário deve ser amarrado para que não possa mudar sua localização em voo e os limites estruturais do compartimento de bagagem não devem ser excedidos. Todo lastro temporário deve ser removido antes que a aeronave seja pesada.

Fórmula de lastro temporário

O CG de um avião carregado pode ser movido para seu alcance permitido deslocando passageiros ou carga ou adicionando lastro temporário.

Lastro permanente

Se um reparo ou modificação fizer com que o CG da aeronave fique fora do seu limite, pode-se instalar lastro permanente. Normalmente o lastro permanente é feito de blocos de chumbo pintados de vermelho e marcados como "Lastro Permanente — Não Remova". Ele deve ser anexado à estrutura para que não interfira em nenhuma ação de controle e preso rigidamente o suficiente para que não possa ser desalojado por quaisquer manobras de voo ou pousos bruscos.

Duas coisas devem primeiro ser conhecidas para determinar a quantidade de lastro necessária para levar o CG para dentro dos limites: o valor que o CG está fora dos limites, e a distância entre a localização do lastro e o limite que é afetado.

Se um avião com um peso vazio de 1.876 libras foi modificado para que seu EWCG seja +32,2, e a faixa do CG para pesos de até 2.250 libras seja de +33,0 a +46,0, o lastro permanente deve ser instalado para mover o EWCG de +32,2 para +33,0. Há um anteparo na estação de fuselagem 228 forte o suficiente para suportar o lastro.

Para determinar a quantidade de lastro necessária, use a fórmula na *Figura 7-13*.

$$\text{Peso de lastro} = \frac{\text{Peso vazio de avião} \times \text{Dist. fora dos limites}}{\text{Distância entre lastro e CG desejado}}$$

Figura 7-13. Fórmula para determinar lastro.

$$\begin{aligned}\text{Lastro necessário} &= \frac{1,876 \times 0,8}{228 - 33} \\ &= \frac{1500,8}{195} \\ &= 7,7 \text{ libras}\end{aligned}$$

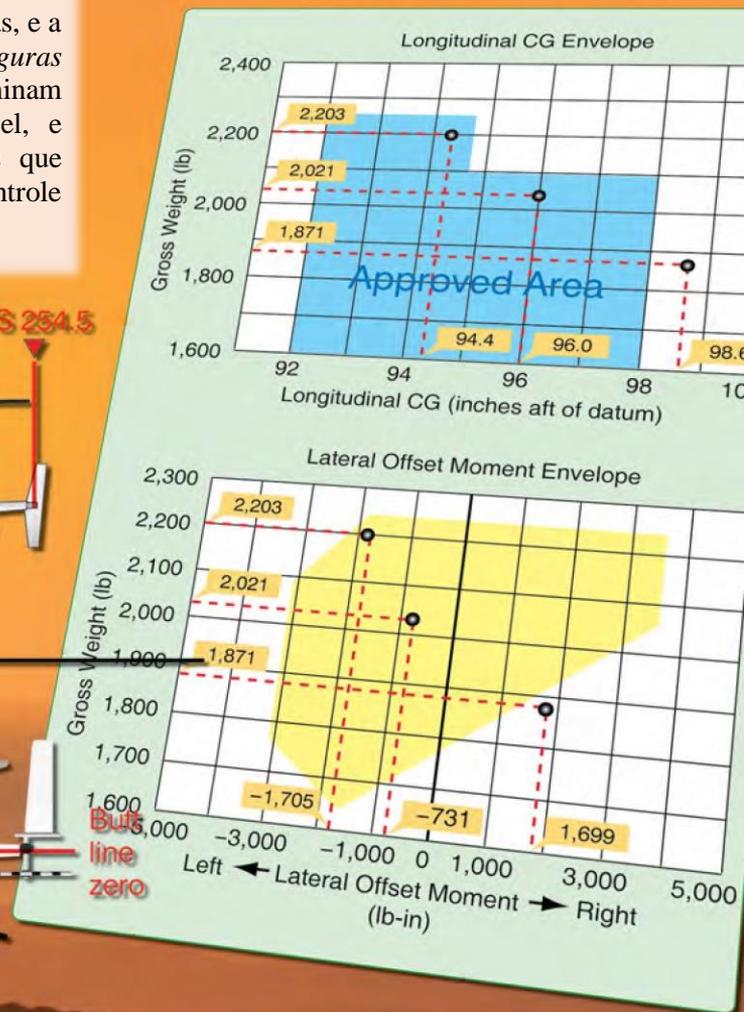
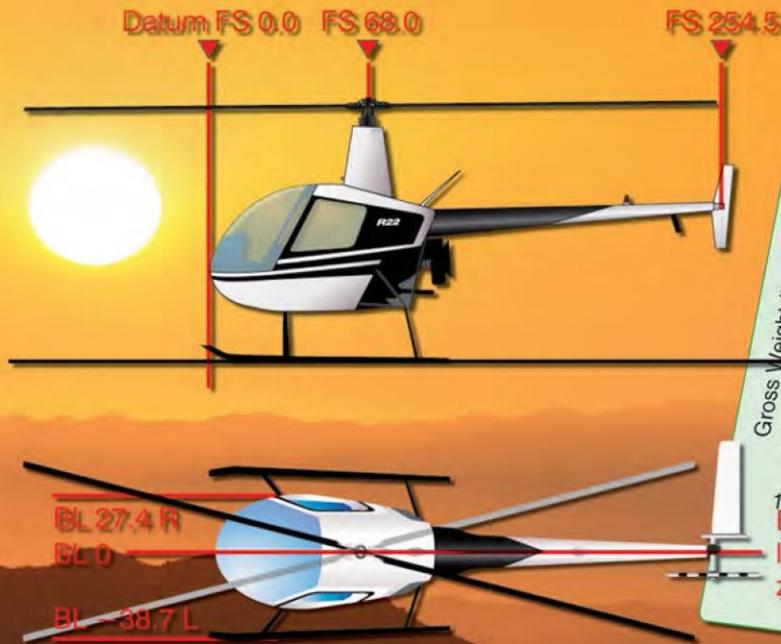
Um bloco de chumbo pesando 7,7 libras, anexado ao anteparo na estação de fuselagem 228, move o EWCG de volta ao seu limite avançado adequado de +33. Este bloco deve ser pintado de vermelho e marcado como "Lastro Permanente — Não Remova".

Capítulo 8

Controle de Peso e Balanceamento- Helicóptero

Introdução

Considerações de peso e balanceamento de um helicóptero são semelhantes às de um avião, exceto que são muito mais críticas, e a faixa do Centro de Gravidade (CG) é muito mais limitada. [Figuras 8-1 e 8-2] Os engenheiros que projetam um helicóptero determinam a quantidade de autoridade de controle cíclico disponível, e estabelecem os envelopes de CG longitudinais e laterais que permitem ao piloto carregar o helicóptero para que haja controle cíclico suficiente para todas as condições de voo



Item	Weight	X	Longitude Arm	=	Longitude Moment	Longitude CG	Weight	X	Latitude Arm	=	Lateral Offset Moment
Helicopter empty weight	1,545		101.4		156,663		1,545		+0.2		309
Pilot	200		64.0		12,800		200		+13.5		+2,700
Ballast/Passenger	150		64.0		9,600		150		-13.5		-2,025
Fuel (26 gallons)	156		96.0		14,976		156		-8.4		-1,310
	2,021				194,039	96.0	2,021				-731

Helicóptero peso vazio básico	1.545,0 lb, EWCG +101.4 (+0,2 deslocamento lateral)
Faixa de CG	(+92,0) a (+98,0) a 1.600 lb (+92,0) a (+95,0) a 2.250 lb
Faixa CG de peso vazio	Nenhum
Peso máximo	2.250 lb
Número de assentos	2 em (+64,0) (L-13,5) (R+13,5) deslocamento lateral
Bagagem máxima	(100 lb) a +105,0 (0,0 deslocamento lateral)
Capacidade de combustível	50 gal (48 gal utilizável); 288 lb em (+96,0) (-8,4 deslocamento lateral)
Capacidade de óleo	4,3 qt em (+90) (0,0 lateral)

Figura 8-1. Dados de peso e balanceamento necessários para determinar o carregamento adequado de um helicóptero.

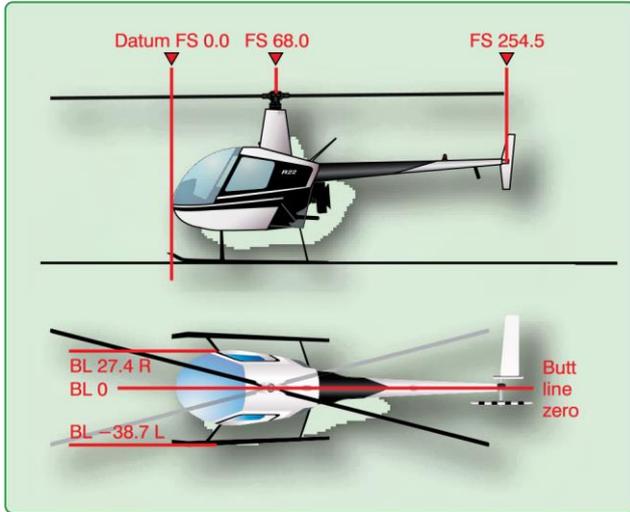


Figura 8-2. Datum típico de helicóptero, estações de voo e locais de linha de cauda.

Se o CG estiver à frente do limite dianteiro, o helicóptero inclina e o disco do rotor tem um movimento para a frente. Para neutralizar isso e manter uma posição estacionária, seria necessário deslocamento do cíclico para trás. Se o CG estiver muito à frente, pode não haver autoridade cíclica disponível suficiente para permitir que o helicóptero paire durante o pouso, e conseqüentemente requer uma distância excessiva de pouso.

Se o CG estiver atrás dos limites permitidos, o helicóptero voa com uma atitude de cauda baixa e pode precisar de mais deslocamento cíclico para a frente do que está disponível para manter um pairado em uma condição sem vento. Pode não haver movimentos cíclicos suficientes para evitar que o boom da cauda atingisse o solo. Se rajadas de vento fortes fizerem com que o helicóptero eleve o nariz durante um voo com alta velocidade, pode não haver controle cíclico suficiente para baixar o nariz com segurança.

Helicópteros são aprovados para um peso bruto máximo especificado, mas não é seguro operá-los neste peso sob algumas condições. Uma altitude de alta densidade diminui o

peso máximo seguro, pois afeta o desempenho de pairar, decolagem, subida, autorrotação e pouso.

Os tanques de combustível de alguns helicópteros estão atrás do CG, fazendo com que ele mude para a frente à medida que o combustível é usado. Sob algumas condições de voo, o balanceamento pode mudar o suficiente para que não haja autoridade cíclica suficiente para seguir para o pouso. Para estes helicópteros, o CG carregado deve ser computado tanto para pesos de decolagem quanto de pouso.

O balanceamento lateral de um avião geralmente é de pouca preocupação e normalmente não é calculado. Alguns helicópteros, especialmente aqueles equipados para operações de guincho, são sensíveis à posição lateral do CG e o Manual de Voo Operacional/ Manual de Voo de Helicóptero (POH/RFM) incluem envelopes de CG longitudinal e lateral, bem como informações sobre a carga máxima admissível de içamento. Figura 8-3 é um exemplo desses envelopes CG.

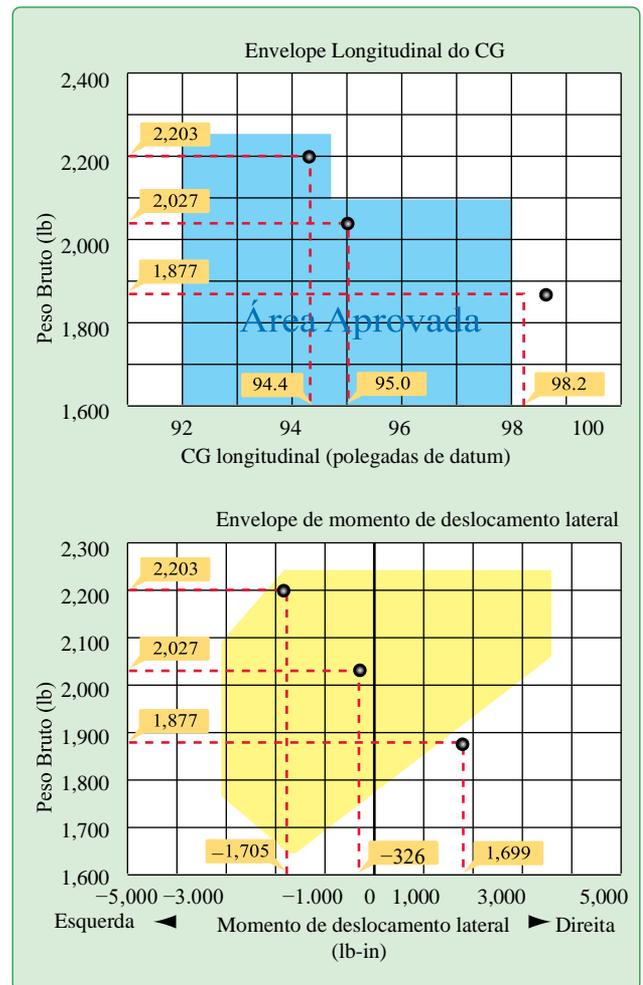


Figura 8-3. Envelopes de CG típicos de helicóptero.

Determinando o CG de um helicóptero carregado

O peso vazio e o centro de gravidade vazio (EWCG) de um helicóptero são determinados da mesma forma que para um avião. Consulte o Capítulo 5, Cálculos de Peso e Balanceamento de Aeronaves monomotores. Os pesos registrados nas balanças que sustentam o helicóptero são adicionados e suas distâncias do datum são usadas para calcular os momentos em cada ponto de pesagem. O momento total é dividido pelo peso total para determinar a localização do CG em polegadas do datum. O datum de alguns helicópteros está localizado no centro do mastro do rotor, mas como isso faz com que alguns braços sejam positivos (atrás do datum) e outros negativos (à frente do datum), a maioria dos helicópteros modernos tem o datum localizado à frente da aeronave, assim como a maioria dos aviões modernos. Quando o datum está à frente da aeronave, todos os braços longitudinais são positivos.

O CG lateral é determinado da mesma forma que o CG longitudinal, exceto as distâncias entre as balanças e a linha de ponta zero (BL 0) são usadas como braços. Braços à direita de BL 0 são positivos e os da esquerda são negativos. A linha de cauda zero é uma linha através do centro simétrico de uma aeronave do nariz para a cauda. Serve como o datum para medir os braços usados para encontrar o CG lateral. Os momentos laterais que fazem com que a aeronave role no sentido horário são positivos (+), e aqueles que fazem com que ela role no sentido anti-horário são negativos (-).

Para determinar se um helicóptero está ou não dentro dos limites de peso e balanceamento longitudinais e laterais, construa uma tabela como a da *Figura 8-4*, com os seguintes dados específicos para a aeronave

Peso vazio	1.545 lb
EWCG	101,4 polegadas atrás do datum
Balanceamento lateral	braço 0,2 polegadas à direita do BL 0
Peso bruto máximo permitido	2.250 lb
Piloto.....	200 lb @ 64 polegadas do datum e 13,5 polegadas à direita do BL 0
Passageiro.....	170 lb @ 64 polegadas atrás do datum e

-13,5 à esquerda do BL 0

Combustível (48 gal)288 lb @ 96 polegadas do datum e -8,4 polegadas a esquerda do BL 0

Verifique os envelopes do CG do helicóptero na *Figura 8-3* para determinar se o CG está ou não dentro dos limites, tanto longitudinalmente quanto lateralmente.

No envelope do CG longitudinal, desenhe uma linha vertical para cima a partir do CG de 94,4 polegadas de comprimento do datum e uma linha horizontal do peso de 2.203 libras de peso bruto. Essas linhas se cruzam dentro da área aprovada.

No envelope de momento de deslocamento lateral, desenhe uma linha vertical para cima a partir do ponto de -1.705 lb-in (no lado esquerdo do eixo horizontal) e uma linha horizontal de 2.203 libras no índice de peso bruto. Essas linhas se cruzam dentro do envelope, mostrando que o balanceamento lateral também está dentro dos limites.

Efeitos do Desembarque de Passageiros e Combustível Usado

Considere o helicóptero na *Figura 8-4*. A primeira parte do voo consome 26 galões de combustível, e no final desta perna, o passageiro desembarca. O helicóptero ainda está dentro dos limites de CG permitidos para decolar? Para descobrir, faça um novo gráfico como o da *Figura 8-5* para mostrar as novas condições de carregamento do helicóptero no início da segunda etapa do voo

Nessas condições, de acordo com os envelopes do CG do helicóptero na *Figura 8-3*, tanto o CG longitudinal quanto o momento de deslocamento lateral ficam fora da área aprovada do envelope. O CG longitudinal da aeronave está muito distante e o potencial para atitudes excessivas de cauda baixa é muito alto. Nessas condições, é possível que não haja autoridade cíclica suficiente para manter o voo nivelado. O momento de deslocamento lateral do helicóptero é muito grande e pode levar a problemas de controle, bem como um risco aumentado de capotamento dinâmico. Uma opção possível para trazer as condições de carregamento da aeronave dentro do envelope aprovado é carregar lastro ou um passageiro, conforme computado na *Figura 8-6* e plotado na *Figura 8-3*.

Item	Peso	\times Longitude Braço	$=$ Longitude Momento	Longitude CG	Peso	\times Latitude Braço	$=$ Momento Desloc Lateral
Helicóptero peso vazio	1,545	101.4	156,663		1,545	+0.2	309
Piloto	200	64.0	12,800		200	+13.5	+2,700
Passageiro	170	64.0	10,880		170	-13,5	-2.295
Combustível (48 galões)	288	96.0	27,648		288	-8,4	-2.419
	2,203		207,991	94.4	2,203		-1.705

Figura 8-4. Determinando o CG longitudinal e o momento de deslocamento lateral.

Item	Peso	\times Longitude Braço	$=$ Longitude Momento	Longitude CG	Peso	\times Latitude Braço	$=$ Momento Desloc Lateral
Helicóptero peso vazio	1,545	101.4	156,663		1,545	+0.2	309
Piloto	200	64.0	12,800		200	+13.5	+2,700
Combustível (22 galões)	132	96.0	14,976		132	-8,4	-1.310
	1,877		184,439	98.2	1,877		+1,699

Figura 8-5. Determinando o CG longitudinal e o momento de deslocamento lateral para a segunda etapa do voo.

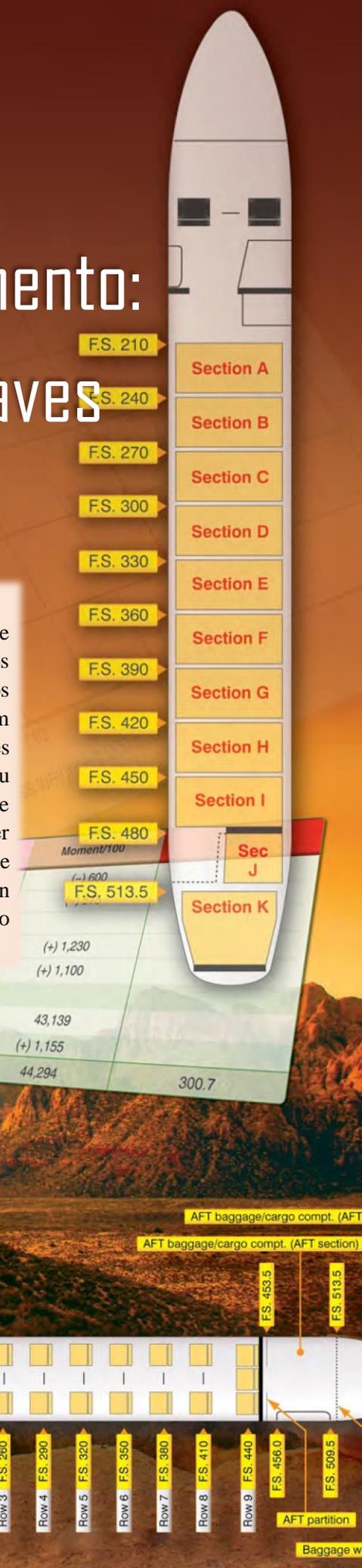
Item	Peso	\times Longitude Braço	$=$ Longitude Momento	Longitude CG	Peso	\times Latitude Braço	$=$ Momento Desloc Lateral
Helicóptero peso vazio	1,545	101.4	156,663		1,545	+0.2	309
Piloto	200	64.0	12,800		200	+13.5	+2,700
Lastro/Passageiro	150	64.0	9,600		150	-13,5	-2.025
Combustível (22 galões)	132	96.0	14,976		132	-8,4	-1.310
	2,027		194,039	95.0	2,027		-731

Figura 8-6. Determinando o CG longitudinal e o momento de deslocamento lateral para a segunda etapa do voo com lastro e/ou um passageiro diferente.

Controle de Peso e Balanceamento: Categoria Commuter e Aeronaves de Grande Porte

Introdução

Este capítulo discute diretrizes gerais e procedimentos para pesagem de aeronaves de grande porte de asa fixa que excedam um peso de decolagem de 12.500 libras. Vários exemplos de determinação do Centro de Gravidade (CG) para vários aspectos operacionais dessas aeronaves também estão incluídos. As pessoas que buscam aprovação para um programa de controle de peso e balanceamento para aeronaves operadas sob o Título 14 do Código federal (14 CFR) parte 91, subparte K, 121, 125 ou 135 devem consultar o Escritório Distrital de Normas de Voo (FSDO) ou o Escritório de Gerenciamento de Certificados (CMO) que tenha jurisdição em sua área. Podem ser encontradas informações adicionais sobre peso e balanceamento para aeronaves de grande porte na Circular Consultiva (AC) 120-27 da Federal Aviation Administration (FAA) 120-27, Controle de Peso e Balanceamento de Aeronaves, e nos manuais de voo e manutenção para aeronave específica.



Fuel Loading Table				Tank 2 (3 cells)		
Weight (lb)	Arm	Moment/1,000	Weight (lb)	Arm	Moment/1,000	
8,500	917.5	7,799	22,500	914.5	20,576	
9,000	917.2	8,255	23,000	914.5	21,034	
9,500	917.0	8,711	23,500	914.4	21,488	
10,000	916.8	9,168	24,000	914.3	21,943	
10,500	916.6	9,624	24,500	914.3	22,400	
11,000	916.5	10,082	25,000	914.2	22,855	
11,500	916.3	10,537	25,500	914.2	23,312	
12,000	916.1	10,993	26,000	914.1	23,767	
			26,500	914.1	24,244	
			27,000	914.0	24,678	
			27,500	913.9	25,099	
			28,000	913.9	25,500	
			28,500	913.8	25,885	
			29,000	913.7	26,254	
18,500	915.1	16,929				
19,000	915.0	17,385				
19,500	914.9	17,841				
20,000	914.9	18,298				
20,500	914.8	18,753				
21,000	914.7	19,209				
21,500	914.6	19,664				
22,000	914.6	20,121				

Additional labels in the diagram include: Row 9, (+) 250, 440, (+) 1,230, (+) 1,100, 14,729, 0, 43,139, 14,729, (+) 1,155, 44,294, 300.7, FWD cabin baggage compt., AFT baggage/cargo compt. (AFT section), AFT baggage/cargo compt. (AFT), F.S. 430, F.S. 440, F.S. 129, F.S. 150.6, F.S. 5177.35, F.S. 210, F.S. 230, F.S. 260, F.S. 290, F.S. 320, F.S. 350, F.S. 380, F.S. 410, F.S. 440, F.S. 456.0, F.S. 509.5, AFT partition, Baggage.

Estabelecendo o Peso Inicial de uma Aeronave

Antes de serem colocadas em serviço, cada aeronave é pesada e o peso vazio e a localização do CG estabelecida. Novas aeronaves são normalmente pesadas na fábrica e são elegíveis para serem colocadas em operação sem refazer a pesagem se os registros de peso e balanceamento foram ajustados após reparos e modificações na aeronave, como reconfigurações interiores.

Uma aeronave transferida de um operador que tenha um programa de peso e balanceamento aprovado para outro operador com um programa aprovado não precisa ser pesada antes do uso pelo operador receptor, a menos que mais de 36 meses corridos tenham transcorrido desde a última pesagem individual ou frota, ou a menos que alguma outra modificação na aeronave conspire para que a aeronave seja pesada. Aeronaves transferidas, compradas, ou alugadas de um operador sem um programa de peso e balanceamento aprovado, e que não tenham sido modificadas, podem ser colocadas em serviço sem serem repesadas se a última pesagem foi realizada por um método aceitável (por exemplo, as instruções do fabricante ou AC 43.13-2, Métodos Aceitáveis, Técnicas e Práticas - Alterações de Aeronaves) nos últimos 12 meses do calendário e um registro de mudança de peso e balanceamento foi mantido pelo operador. É potencialmente inseguro não repesar uma aeronave depois de ter sido modificada.

Apesar de aeronaves de grande porte, o cumprimento dos manuais, especificações de operações ou especificações de gerenciamento relevantes é necessário para garantir que os requisitos de peso e balanceamento especificados no Manual de Voo de Aeronaves (AFM) sejam atendidos de acordo com os limites aprovados. Isso fornece informações à tripulação de voo que permite que a carga máxima seja transportada com segurança.

A aeronave deve ser pesada em ar parado ou em um prédio fechado depois que a aeronave foi limpa. Certifique-se de que a aeronave está em uma configuração para pesagem em relação a controles de voo, combustível não utilizável, lastro, óleo e outros fluidos operacionais, e equipamentos conforme exigido pelo procedimento de controle de peso e balanceamento.

Aeronaves grandes geralmente não são levantadas do chão em macacos para pesagem; elas são pesadas em balanças tipo rampa. As balanças devem ser devidamente calibradas, zeradas e utilizadas de acordo com as instruções do fabricante. Cada balança deve ser verificada periodicamente quanto à precisão recomendada no cronograma de calibração do fabricante, seja pelo fabricante ou por uma instituição reconhecida, como um

departamento civil de pesos e medidas. Se não houver cronograma do fabricante disponível, o período entre as calibrações não deve exceder 12 meses.

Determinando o Peso Vazio e o CG de Peso Vazio (EWCG)

Quando a aeronave estiver adequadamente preparada para pesagem, role-a para a balança e nivele-a. Os pesos são medidos em três pontos de pesagem: os dois pontos das rodas principais e o ponto da roda do nariz. O peso vazio e o CG com peso vazio (EWCG) são determinados utilizando as etapas a seguir com os resultados registrados no formulário de peso e balanceamento para uso em todos os cálculos futuros de peso e balanceamento.

1. Determine o índice de momento de cada um dos pontos da roda principal multiplicando o peso líquido (leitura da balança menos o peso tara), em libras, nesses pontos pela distância do datum, em polegadas. Divida esses números pelo fator de redução adequado.
2. Determine o índice de momento do ponto de pesagem da roda do nariz multiplicando seu peso líquido, em libras, por sua distância do datum, em polegadas. Divida isso pelo fator de redução.
3. Determine o peso total somando o peso líquido dos três pontos de pesagem e o índice de momento total somando os índices de momento de cada ponto.
4. Divida o índice de momento total pelo peso total e multiplique o resultado pelo fator de redução. Isso dá o CG em polegadas do datum.
5. Determine a distância do CG atrás do bordo de ataque da corda aerodinâmica média (LEMAC) subtraindo a distância entre o datum e o LEMAC da distância entre o datum e o CG. [Figura 9-1]

$$\text{Distância CG para LEMAC} = \text{Datum para CG} - \text{Datum para LEMAC}$$

Figura 9-1. Determinando a distância do CG.

6. Determine o EWCG em porcentagem do MAC (por cento MAC) usando a fórmula na Figura 9-2.

$$\text{EWCG em \% MAC} = \frac{\text{CG em polegadas de LEMAC} \times 100}{\text{MAC}}$$

Figura 9-2. Determinando o EWCG em porcentagem do MAC.

No registro de variação de peso da...	Um operador deve registra qualquer mudança de peso de...
Aeronaves de cabine de grande porte	± 10 lb ou superior
Aeronaves de cabine média	± 5 lb ou superior
Aeronaves de cabine de pequeno porte	± 1 lb ou superior

Figura 9-3. Mudanças incrementais de peso que devem ser registradas em um registro de mudança de peso e balanceamento

Documentando alterações no peso e balanceamento de uma aeronave

O sistema de peso e balanceamento deve incluir métodos pelos quais um registro completo, atual e contínuo do peso e CG de cada aeronave é mantido, como um registro, caderneta de manutenção ou outros meios eletrônicos equivalentes. Alterações e modificações que afetam o peso e/ou o balanceamento da aeronave devem ser registradas neste documento. Alterações no peso ou localização do peso dentro ou na aeronave devem ser registradas sempre que a mudança de peso estiver ou exceder os pesos listados na *Figura 9-3*.

Determinando o CG do Avião Carregado em Porcentagem do MAC

Um formulário de carregamento é usado para documentar o cumprimento das limitações de peso e balanceamento certificadas contidas no AFM do fabricante e no manual de peso e balanceamento. O peso operacional básico (BOW) e o índice operacional são inseridos em um formulário de carregamento como o da *Figura 9-4*, e as variáveis para um voo específico são inseridas conforme apropriado para determinar o peso carregado e o CG.

Use os dados neste exemplo:

Peso operacional básico105.500 lb
 Índice operacional básico (momento total/1.000) 98,837.0
 MAC..... 180,9 in
 LEMAC 860.5

Item	Peso (lb)	Momento/1.000
Peso Operacional Básico	105,500	92,837
Passageiros a frente	3,060	1,781
Passageiros atrás	16,150	16,602
Carga a frente	1,500	1,020
Carga atrás	2,500	2,915
Tanque de combustível 1	10,500	10,451
Tanque de combustível 3	10,500	10,451
Tanque de combustível 2	28,000	25,589
	177,710	161,646

Figura 9-4. Cronograma de carregamento.

A *Figura 9-5* ilustra os passageiros, cargas e combustível. Usando essas tabelas, determine os índices de momento para os passageiros (PAX), carga e combustível.

O avião está carregado desta forma:

Passageiros (peso nominal — 170 libras cada)
 Compartmento dianteiro 18
 Compartmento traseiro 95

Carga

A frente..... 1.500 lb
 Atrás 2.500 lb

Combustível

Tanques 1 e 3 10.500 lb cada
 Tanque 2 28.000 lb

A fórmula da *Figura 9-6* pode ser usada para determinar a localização do CG em polegadas atrás do datum.

Tabela de carregamento de passageiros			Tabela de carregamento de carga		
# de passageiros	Peso (lb)	Momento/1,000	Momento/1,000		
Centroide do compartimento dianteiro-582.0			Peso (lb)	Braço dianteiro-680.0	Braço tras.-1,166.0
5	850	495	6,000		6,966
10	1,700	989	5,000	3,400	5,830
15	2,550	1,484	4,000	2,720	4,664
20	3,400	1,979	3,000	2,040	3,498
25	4,250	2,473	2,000	1,360	2,332
29	4,930	2,869	1,000	680	1,166
Centroide do compartimento traseiro - 1.028,0			900	612	1,049
10	1,700	1,748	800	544	933
20	3,400	3,495	700	476	816
30	5,100	5,243	600	408	700
40	6,800	6,990	500	340	583
50	8,500	8,738	400	272	466
60	10,200	10,486	300	204	350
70	11,900	12,233	200	136	233
80	13,600	13,980	100	68	117
90	15,300	15,728			
100	17,000	17,476			
110	18,700	19,223			
120	20,400	20,971			
133	22,610	23,243			

Tabela de Carregamento de Combustível									
Tanque 1 e 3 (cada)			Tanque 2 (3 células)						
Peso (lb)	Braço	Momento/1,000	Peso (lb)	Braço	Momento/1,000	Peso (lb)	Braço	Momento/1,000	
8,500	992.1	8,433	8,500	917.5	7,799	22,500	914.5	20,576	
9,000	993.0	8,937	9,000	917.2	8,255	23,000	914.5	21,034	
9,500	993.9	9,442	9,500	917.0	8,711	23,500	914.4	21,488	
10,000	994.7	9,947	10,000	916.8	9,168	24,000	914.3	21,943	
10,500	995.4	10,451	10,500	916.6	9,624	24,500	914.3	22,400	
11,000	996.1	10,957	11,000	916.5	10,082	25,000	914.2	22,855	
11,500	996.8	11,463	11,500	916.3	10,537	25,500	914.2	23,312	
12,000	997.5	11,970	12,000	916.1	10,993	26,000	914.1	23,767	
Capacidade total			**(ver nota no inferior esquerdo)			26,500	914.1	24,244	
						27,000	914.0	24,678	
** Nota:			18,500	915.1	16,929	27,500	913.9	25,132	
Cálculos para pesos do tanque 2 para 12.500 libras a 18.000 lb foram propositalmente omitidos.			19,000	915.0	17,385	28,000	913.9	25,589	
			19,500	914.9	17,841	28,500	913.8	26,043	
			20,000	914.9	18,298	29,000	913.7	26,497	
			20,500	914.8	18,753	29,500	913.7	26,954	
			21,000	914.7	19,209	30,000	913.6	27,408	
			21,500	914.6	19,664				
			22,000	914.6	20,121	Capacidade total			

Figure 9-5. Cronograma de carregamento para determinação de peso e CG

$$\begin{aligned}
 \text{Distância do CG atrás} \\
 \text{do datum} &= \left(\frac{\text{Índice do momento total}}{\text{Total weight}} \right) \times 1,000 \\
 &= \left(\frac{161,646}{177,710} \right) \times 1,000 \\
 &= 909.6 \text{ polegadas}
 \end{aligned}$$

Figura 9-6. Determinando a localização do CG em polegadas atrás do datum.

Determine a distância do CG até o LEMAC subtraindo a distância entre o datum e o LEMAC da distância entre o datum e o CG. [Figura 9-7]

$$\begin{aligned}
 \text{Distância do CG ao LEMAC} &= \text{Datum to CG} - \text{Datum to LEMAC} \\
 &= 909.6 - 860.5 \\
 &= 49.1 \text{ polegadas}
 \end{aligned}$$

Figura 9-7. Determinando a distância do CG para o LEMAC.

A localização do CG em porcentagem do MAC deve ser conhecida para definir o ajuste do compensador na decolagem. [Figura 9-8]

$$\begin{aligned}
 \text{CG \% MAC} &= \left(\frac{\text{Distância do CG ao LEMAC}}{\text{MAC}} \right) \times 100 \\
 &= \left(\frac{49.1}{180.9} \right) \times 100 \\
 &= 27.1 \%
 \end{aligned}$$

Figura 9-8. Determinando a localização do CG em porcentagem MAC.

Peso Operacional Vazio (OEW)

O peso operacional vazio (OEW) é o peso básico vazio ou peso vazio mais itens operacionais. O operador tem duas opções para manter o OEW. O formulário de carregamento pode ser utilizado para calcular o peso operacional e o balanceamento de uma aeronave individual, ou o operador pode optar por estabelecer pesos vazios da frota para uma frota ou grupo de aeronaves.

Restabelecendo o OEW

A posição OEW e CG de cada aeronave deve ser restabelecida ao se fazer uma nova pesagem. Além disso, deve ser restabelecido através do cálculo sempre que a variação cumulativa para o peso e o registro do balanceamento for mais ou menos metade de 1 por cento (0,5 por cento) do peso máximo de pouso, ou sempre que a variação acumulada na posição do CG exceder metade de 1 por cento (0,5%) do MAC. No caso de

helicópteros e aeronaves que não possuem um envelope do CG baseado em MAC (por exemplo, avião equipado com canard), sempre que a variação cumulativa na posição do CG exceder metade de 1% (0,5%) da faixa do CG total, o peso e o balanceamento devem ser refeitos.

Ao restabelecer o OEW da aeronave entre períodos de repesagem, as alterações de peso podem ser computadas desde que se saiba o peso e a localização do CG das modificações; caso contrário, a aeronave deve ser repesada.

Frota operando pesos vazios (FOEW)

Um operador pode optar por usar um peso para uma frota ou grupos de aeronaves se o peso e o CG de cada aeronave estiver dentro dos limites estabelecidos acima para o estabelecimento do OEW. Quando as alterações cumulativas para um peso da aeronave e o registro do balanceamento excedem os limites de peso ou CG para o peso da frota estabelecido, o peso vazio para essa aeronave deve ser restabelecido. Isso pode ser feito movendo a aeronave para outro grupo, ou restabelecendo novas frotas operando pesos vazios (FOEWs)

Sistema de pesagem de aeronaves a bordo

Alguns aviões grandes de transporte têm um sistema de pesagem de aeronaves a bordo (OBAWS) que, quando a aeronave está no solo, dá à tripulação de voo uma indicação contínua do peso total da aeronave e a localização do CG em porcentagem do MAC. Os procedimentos são necessários para garantir que o equipamento do sistema de peso e balanceamento esteja periodicamente calibrado de acordo com as instruções do fabricante.

Um operador pode usar um sistema de peso e balanceamento a bordo para medir o peso e o balanceamento de uma aeronave como um meio primário para despachar uma aeronave, desde que a FAA tenha certificado o sistema e aprovado o mesmo para uso no programa de controle de peso e balanceamento de um operador. Como parte do processo de aprovação, o sistema de peso e balanceamento a bordo deve manter seus certificados atualizados. O teste de demonstração de precisão é fornecido na parte do manual de manutenção do Certificado de Tipo Suplementar (STC) ou certificado de tipo do sistema de peso e balanceamento a bordo.

O sistema consiste em sensores de transdução de tensão em cada eixo do trem principal e roda do nariz, um computador de peso e balanceamento, e indicadores que mostram o peso bruto, a localização do CG em porcentagem do MAC e um indicador da atitude da aeronave no solo.

Os sensores de tensão medem a quantidade em cada eixo e enviam esses dados para o computador, onde os sinais de todos os transdutores e do sensor de atitude no solo são integrados. Os resultados são apresentados nos instrumentos da tripulação. O uso de um sistema de peso e balanceamento a bordo não isenta

um operador da exigência de completar e manter um manifesto de carga.

Determinando a configuração correta do ajuste do compensador

É importante antes da decolagem definir o compensador do profundor para a localização do CG existente. Há duas maneiras dos sistemas de ajuste do compensador serem calibrados: em% de MAC e em unidades de nariz cabrado (ANU).

Se o compensador estiver calibrado em porcentagem de MAC, determine a localização do CG em por cento MAC como acaba de ser descrito, em seguida, defina o compensador no valor percentual assim determinado. Algumas aeronaves dão o ajuste de compensador em unidades de ANU que correspondem a localização do CG em porcentagem do MAC. Ao se preparar para a decolagem em uma aeronave equipada com este sistema, primeiro determine o CG em por cento do MAC da maneira descrita acima, em seguida, consulte o gráfico de configuração do compensador na página de desempenho de decolagem da AFM pertinente. A *Figura 9-9* é um exemplo do gráfico AFM sobre o desempenho de decolagem de um Boeing 737.

Config. do Compensador	Unidades para Cima
CG	Flaps (todos)
6	8
8	7 ³ / ₄
10	7 ¹ / ₂
12	7
14	6 ³ / ₄
16	6 ¹ / ₄
18	5 ³ / ₄
20	5 ¹ / ₂
22	5
24	4 ¹ / ₂
26	4
28	3 ¹ / ₂
30	3
32	2 ¹ / ₂

Figura 9-9. Ajuste de compensador em unidades ANU.

Considere um avião com essas especificações

Localização do CG estação 635.7
 LEMAC estação 625
 MAC..... 134,0 in

1. Determine a distância do CG para o LEMAC utilizando a fórmula na *Figura 9-10*.
2. Determine a localização do CG em porcentagem do MAC usando a fórmula encontrada na *Figura 9-11*.

Consulte a *Figura 9-9* para todas as configurações de flaps e um CG localizado a 8% do MAC; a configuração do compensador é de 7³/₄ unidades ANU.

$$\begin{aligned}
 \text{Distância do CG ao LEMAC} &= \text{Datum ao CG} - \text{Datum ao LEMAC} \\
 &= 635.7 - 625 \\
 &= 10.7 \text{ polegadas}
 \end{aligned}$$

Figura 9-10. Determinando a distância do CG para o LEMAC.

$$\begin{aligned}
 \text{CG em \% MAC} &= \left(\frac{\text{Distância do CG ao LEMAC}}{\text{MAC}} \right) \times 100 \\
 &= \left(\frac{10.7}{134.0} \right) \times 100 \\
 &= 8.0 \% \text{ MAC}
 \end{aligned}$$

Figura 9-11. Determinando a localização do CG em porcentagem MAC.

Determinação de Alterações de CG Causadas pela Modificação da Carga

Uma vez que aeronaves de grande porte podem transportar carga substancial, adicionando, subtraindo ou movendo qualquer uma das cargas de um porão para outro pode causar grandes mudanças no CG.

Efeitos do carregamento ou descarregamento de carga

Tanto o peso quanto o CG de uma aeronave são modificados quando a aeronave é carregada ou descarregada. No exemplo a seguir, o novo peso e o CG são calculados após 2.500 libras de carga serem descarregadas do compartimento de carga dianteiro

As especificações da aeronave são:

Peso carregado 90.000 lb
 CG Carregado..... 22,5% do MAC
 Mudança de peso 2.500 lb
 Cargas para a frente do centroide estação 352.1
 MAC 141,5 in
 LEMAC estação 549.13

1. Determine a localização do CG em polegadas do datum antes que a carga seja removida. Faça isso primeiro determinando a distância do CG atrás do LEMAC. [*Figura 9-12*]

$$\begin{aligned}
 \text{CG (poleg. após o LEMAC)} &= \left(\frac{\text{CG in \% MAC}}{100} \right) \times \text{MAC} \\
 &= \left(\frac{22.5}{100} \right) \times 141.5 \\
 &= 31.84 \text{ polegadas}
 \end{aligned}$$

Figura 9-12. Determinando a localização de CG em polegadas antes que a carga seja removida.

2. Determine a distância entre o CG e o datum adicionando o CG em polegadas atrás do LEMAC à distância do datum ao LEMAC. [Figura 9-13]

$$\begin{aligned} \text{CG (polegadas do datum)} &= \text{CG poleg atrás do LEMAC} \\ &\quad + \text{Datum ao LEMAC} \\ &= 31.84 + 549.13 \\ &= 580.97 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

Figura 9-13. Determinando a distância entre o CG e o datum.

3. Determine o momento/1.000 para o peso original. [Figura 9-14]

$$\begin{aligned} \text{Momento}/1,000 &= \frac{\text{Peso} \times \text{Braço}}{1,000} \\ &= \frac{90,000 \times 580.97}{1,000} \\ &= 52,287.3 \end{aligned}$$

Figura 9-14. Determinando o momento/1.000 para o peso original.

4. Determine o novo peso e o novo CG determinando primeiro o momento/1.000 do peso removido. Multiplique o peso removido (2.500 libras) pelo centroide do porão de carga dianteiro (352,1 polegadas), e depois divida o resultado por 1.000. [Figura 9-15]

$$\begin{aligned} \text{Momento}/1,000 &= \frac{\text{Peso} \times \text{Braço}}{1,000} \\ &= \frac{2,500 \times 352.1}{1,000} \\ &= 880.25 \end{aligned}$$

Figura 9-15. Determinando o momento/1.000 do peso removido.

5. Subtraia o peso removido do peso original e subtraia o momento/1.000 do peso removido do momento original/1.000. [Figura 9-16]

	Peso (lb)	Momento/1.000	CG (polegadas do datum)	CG (por cento do MAC)
Dados originais	90,000	52,287.3	580.97	22.5
Alterações	- 2,500	- 880.3		
Novos dados	87,500	51,407.0	587.51	27.12

Figura 9-16. Novos pesos e CG

6. Determine a localização do novo CG dividindo o momento total/1.000 pelo peso total e multiplicando-o pelo fator de redução de 1.000. [Figura 9-17]

$$\begin{aligned} \text{CG} &= \frac{\text{Momento total}/1,000}{\text{Peso total}} \times 1,000 \\ &= \frac{51,407.0}{87,500} \times 1,000 \\ &= 587.51 \text{ polegadas atrás do datum} \end{aligned}$$

Figura 9-17. Determinando a localização do novo CG.

7. Converta a nova localização do CG em porcentagem do MAC. Primeiro, determine a distância entre a localização do CG e o LEMAC. [Figura 9-18]

$$\begin{aligned} \text{CG (poleg. após o LEMAC)} &= \\ \text{CG (poleg. ao datum)} - \text{LEMAC} & \\ &= 587.51 - 549.13 \\ &= 38.38 \text{ Polegadas} \end{aligned}$$

Figura 9-18. Determinando a distância entre o CG e o LEMAC.

8. Em seguida, determine o novo CG em porcentagem do MAC. [Figura 9-19]

$$\begin{aligned} \text{CG \% MAC} &= \left(\frac{\text{Distância CG to LEMAC}}{\text{MAC}} \right) \times 100 \\ &= \left(\frac{38.38}{141.5} \right) \times 100 \\ &= 27.12\% \text{ MAC} \end{aligned}$$

Figura 9-19. Determinando o novo CG em porcentagem do MAC.

Carregar 3.000 libras de carga no porão de carga dianteiro move o CG para a frente de 5,51 polegadas, de 27,12% do MAC para 21,59% do MAC.

Efeitos da mudança de carga de um porão para outro

Quando a carga é deslocada de um compartimento de carga para outro, o CG muda, mas o peso total da aeronave permanece o mesmo.

Por exemplo, use os seguintes dados:

Peso carregado..... 90.000 lb
 CG Carregado..... estação 580.97 (22,5% MAC)
 Centroide do porão de carga da frente..... estação 352
 Centroide do porão de carga de trás estação 724.9
 MAC 141,5 in
 LEMAC estação 549

Para determinar a mudança no CG (ΔCG) causada pelo deslocamento de 2.500 libras de carga do porão de carga dianteiro para o porão de carga traseiro, utilize a fórmula da Figura 9-20.

$$\begin{aligned} \Delta CG &= \frac{\text{Peso movido} \times \text{Distância movida}}{\text{Peso Total}} \\ &= \frac{2.500 \times (724.9 - 352)}{90.000} \\ &= \frac{2.500 \times 372.9}{90.000} \\ &= 10.36 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

Figura 9-20. Calculando a alteração do CG, utilizando braços de índice.

Como o peso foi deslocado para trás, o CG se moveu para trás e a mudança do CG é positiva. Se a mudança fosse para a frente, a mudança do CG seria negativa.

Antes do deslocamento da carga, o CG estava localizado na estação 580,97, que é de 22,5% do MAC. O CG moveu 10,36 polegadas, então o novo CG é encontrado usando a fórmula da Figura 9-21.

$$\begin{aligned} \text{Novo CG} &= \text{Antigo CG} \pm \Delta CG \\ &= 580.97 + 10.36 \\ &= 591.33 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

Figura 9-21. Determinando o novo CG após o deslocamento do peso da carga.

Converta a localização do CG em polegadas atrás do datum em porcentagem do MAC usando a fórmula da Figura 9-22.

O novo CG em percentual MAC causado pelo deslocamento da carga é a soma do CG antigo mais a mudança do CG. [Figura 9-23]

$$\begin{aligned} \Delta CG \% \text{ MAC} &= \left(\frac{\Delta CG \text{ poleg.}}{\text{MAC}} \right) \times 100 \\ &= \left(\frac{10.36}{141.5} \right) \times 100 \\ &= 7.32\% \text{ MAC} \end{aligned}$$

Figura 9-22. Convertendo a localização do CG em porcentagem MAC.

$$\begin{aligned} \text{Novo CG \% MAC} &= \text{Antigo CG} \pm \Delta CG \\ &= 22.5\% + 7.32\% \\ &= 29.82\% \text{ MAC} \end{aligned}$$

Figura 9-23. Determinando o novo CG em porcentagem do MAC.

Alguns AFMs localizam o CG em relação a um ponto de índice em vez do datum ou do MAC. Um ponto de índice é um local especificado pelo fabricante da aeronave a partir do qual são medidos braços usados em cálculos de peso e balanceamento. Braços medidos a partir do ponto de índice são chamadas de braços de índice, e objetos à frente do ponto de índice têm braços de índice negativos, enquanto aqueles para trás do ponto de índice têm braços de índice positivo.

Use os mesmos dados do exemplo anterior, exceto por essas alterações:

Carregado CG braço índice de 0,97, que é 22,5% do MAC
 Ponto de índice estação da fuselagem 580.0
 Centroide do braço de carga dianteiro-227,9 braço de índice
 Centroide do braço de carga traseiro..... +144,9 braço de índice
 MAC 141,5 in
 LEMAC-30,87 braço de índice

O peso foi deslocado 372,8 polegadas (-227,9 + Δ = +144,9, Δ =372,8).

A alteração do CG pode ser calculada utilizando-se esta fórmula encontrada na Figura 9-24.

$$\begin{aligned} \Delta CG &= \frac{\text{Peso movido} \times \text{Distância movida} \times 100}{\text{Peso Total}} \\ &= \frac{2.500 \times (227.9 + 144.9)}{90.000} \\ &= \frac{2.500 \times 372.8}{90.000} \\ &= 10.36 \text{ polegadas} \end{aligned}$$

Figura 9-24. Determinando a mudança do CG causada pelo deslocamento de 2.500 libras de carga.

Como o peso foi deslocado para trás, o CG moveu-se para trás, então a mudança do CG é positiva. Se a mudança fosse para a frente, a mudança do CG seria negativa. Antes do deslocamento da carga, o CG estava localizado em 0,97% do braço de índice, que é de 22,5% do MAC. O CG moveu 10,36 polegadas, e o novo CG é mostrado usando a fórmula na *Figura 9-25*.

$$\begin{aligned}
 \text{Novo CG} &= \text{Antigo CG} \pm \Delta \text{CG} \\
 &= 0.97 + 10.36 \\
 &= 11.33 \text{ índice x braço}
 \end{aligned}$$

Figura 9-25. Determinando o novo CG, que se moveu 10,36 polegadas.

A alteração do CG em porcentagem do MAC é determinada usando a fórmula na *Figura 9-26*.

$$\begin{aligned}
 \text{Novo CG \% MAC} &= \text{Antigo CG} \pm \Delta \text{CG} \\
 &= 22.5\% + 7.32\% \\
 &= 29.82\% \text{ MAC}
 \end{aligned}$$

Figura 9-26. A mudança do CG em porcentagem do MAC.

O novo CG em porcentagem do MAC é a soma do CG antigo mais a mudança no CG. [*Figura 9-27*]

$$\begin{aligned}
 \Delta \text{CG \% MAC} &= \left(\frac{\Delta \text{CG poleg.}}{\text{MAC}} \right) \times 100 \\
 &= \left(\frac{10.36}{141.5} \right) \times 100 \\
 &= 7.32\% \text{ MAC}
 \end{aligned}$$

Figura 9-27. O novo CG em porcentagem MAC.

Observe que o novo CG está no mesmo local se as distâncias são medidas do datum ou do ponto de índice.

Determinando cargas e limites de carregamento do piso

Cada porção de carga tem um limite estrutural de carga com base no peso da carga e na área sobre a qual esse peso é distribuído. Para determinar o peso máximo de um palete de carga carregado que pode ser transportado em um porção de carga, divida seu peso total, que inclui o peso do palete vazio e seus dispositivos de amarração, por sua área em metros quadrados. Esta carga por metro quadrado deve ser igual ou inferior ao limite de carga do piso.

Neste exemplo, determine a carga máxima que pode ser colocada neste paleta sem exceder o limite de carga do piso.

Dimensões paleta	36 por 48 in
Peso vazio de paleta	47 lb
Dispositivos de amarração.....	33 lb
Limite de carga do piso	169 lb por pé quadrado

O paleta tem uma área de 36 polegadas (3 pés) por 48 polegadas (4 pés), o que equivale a 12 pés quadrados, e o chão tem um limite de carga de 169 libras por pé quadrado. Portanto, o peso total do paleta carregado pode ser de $169 \times 12 = 2.028$ libras. Subtrair o peso do paleta e dos dispositivos de amarração dá uma carga permitida de 1.948 libras ($2.028 - [47 + 33]$).

Determine o limite de carga do piso necessário para transportar um paleta de carga carregado com as seguintes dimensões e pesos:

Dimensões do paleta	48,5 por 33,5 in
Peso do paleta	44 lb
Dispositivos de amarração	27 lb
Peso da carga	786,5 lb

Primeiro, determinar o número de pés quadrados de área do paleta como mostrado na *Figura 9-28*.

$$\begin{aligned}
 \text{Area (ft}^2\text{)} &= \frac{\text{Comprimento (poleg.)} \times \text{Largura (poleg.)}}{144 \text{ pés quadrados/pé quadrado}} \\
 &= \frac{48.5 \times 33.5}{144} \\
 &= \frac{1.624.7}{144} \\
 &= 11.28 \text{ pés quadrados}
 \end{aligned}$$

Figura 9-28. Determinando área de paleta em pés quadrados.

Em seguida, determine o peso total do paleta carregado:

Paleta.....	44,0 lb
Dispositivos de amarração.....	27,0 lb
Carga.....	786,5 lb
Total.....	857,5 lb

Determine a carga imposta no piso pelo paleta carregado. [*Figura 9-29*] O piso deve ter um limite mínimo de carga de 76 libras por pé quadrado.

$$\begin{aligned} \text{Carga do piso} &= \frac{\text{Peso Carregado}}{\text{Área do Paleta}} \\ &= \frac{857.5}{11.28} \\ &= 76.0 \text{ Libras /Pé Quadrado} \end{aligned}$$

Figura 9-29. Determinando a carga imposta no piso pelo paleta carregado.

Determinando o valor máximo de carga que pode ser transportada

A principal função de uma aeronave de transporte ou carga é transportar carga, que é a parte da carga útil, passageiros ou carga que produz receita. Para determinar a quantidade máxima de carga que pode ser transportada, tanto os limites máximos para a aeronave quanto os limites impostos pelo trecho em particular devem ser considerados. Em cada uma das etapas seguintes, o limite da viagem deve ser inferior ao limite máximo. Caso não seja, o limite máximo deve ser utilizado.

Estas são as especificações da aeronave neste exemplo

Peso operacional básico (BOW)	100.500 lb
Peso máximo zero de combustível	138.000 lb
Peso máximo de pouso	142.000 lb
Peso máximo de decolagem	184.200 lb
Carga de tanque de combustível	54.000 lb
Estimativa de consumo de combustível no trecho ...	40.000 lb

1. Calcule o peso máximo de decolagem para esta viagem. Este é o peso máximo de aterrissagem mais o combustível de viagem.

[Figura 9-30]

Limite Max		Passeio Limite
142,000	Peso de pouso	142,000
	+ combustível do voo	+ 40,000
184,200	Peso de decolagem	182,000

Figura 9-30. Encontrando o peso máximo de decolagem.

2. O limite do trecho é inferior ao peso máximo de decolagem, por isso é usado para determinar o peso zero de combustível.

[Figura 9-31]

Limite Max		Passeio Limite
184,200	Peso de pouso	182,000
	- combustível carregado	- 54,000
138,000	Peso zero combustível	128,000

Figura 9-31. Determinando zero peso de combustível com limites de viagem mais baixos.

3. O limite do trecho é novamente menor do que o peso máximo de decolagem, por isso use-o para calcular a carga máxima para esta viagem. [Figura 9-32]

Limite Max		Passeio Limite
138,000	Peso zero combustível	128,000
	- Peso básico operacional	-100,500
	Carga paga (libras)	27,500

Figura 9-32. Encontrando carga máxima com limites de viagem mais baixos.

Nessas condições, podem ser transportadas 27.500 libras de carga útil.

Determinando o peso de pouso

É importante saber o peso de pouso da aeronave para configurar os parâmetros de pouso e ter certeza de que a aeronave é capaz de pousar com segurança no destino pretendido.

Neste exemplo de um avião turboélice de quatro motores, determine o peso do avião no final de 4,0 horas de cruzeiro nessas condições:

Peso de decolagem	140.000 lb
Altitude de pressão durante o voo	16.000 pés
Temperatura ambiente durante o voo	-32°C
Combustível usado durante descida e pouso	1.350 lb

Consulte a Tabela de Atmosfera Padrão dos EUA na Figura 9-33 e a tabela de peso bruto na Figura 9-34 ao completar as seguintes etapas:

1. Use a Tabela de Atmosfera Padrão dos EUA para determinar a temperatura padrão para 16.000 pés (-16.7 °C).
2. A temperatura ambiente é de -32 °C, que é um desvio do padrão de 15,3 °C. (-32° - (-16,7°) = -15,3°). Está abaixo do padrão.
3. Na tabela de peso bruto, siga a linha vertical representando 140.000 libras de peso bruto para cima até que cruze a linha diagonal para 16.000 pés de altitude de pressão.
4. A partir deste cruzamento, desenhe uma linha horizontal para a esquerda para o índice de desvio de temperatura (desvio de 0 °C).
5. Desenhe uma linha diagonal paralela às linhas tracejadas para baixo do Padrão a partir da intersecção da linha horizontal e do Índice de Desvio de Temperatura.
6. Desenhe uma linha vertical para cima a partir do desvio de temperatura de 15,3 °C do padrão.

Ft	inHg	mmHg	PSI	°C	°F
0	29.92	760.0	14.7	15.0	59.0
2,000	27.82	706.7	13.66	11.0	51.9
4,000	25.84	656.3	12.69	7.1	44.7
6,000	23.98	609.1	11.78	3.1	37.6
8,000	22.23	564.6	10.92	-0.8	30.5
10,000	20.58	522.7	10.11	-4.4	23.3
12,000	19.03	483.4	9.35	-8.8	16.2
14,000	17.58	446.5	8.63	-12.7	9.1
16,000	16.22	412.0	7.96	-16.7	1.9
18,000	14.95	379.7	7.34	-20.7	-5.2
20,000	13.76	349.5	6.75	-24.6	-12.3
22,000	12.65	321.3	6.21	-28.6	-19.5
24,000	11.61	294.9	5.70	-32.5	-26.6
26,000	10.64	270.3	5.22	-36.5	-33.7
28,000	9.74	237.4	4.78	-40.4	-40.9
30,000	8.90	226.1	4.37	-44.4	-48.0
32,000	8.12	206.3	3.98	-48.4	-55.1
34,000	7.40	188.0	3.63	-52.4	-62.3
36,000	6.73	171.0	3.30	-56.3	-69.4
38,000	6.12	155.5	2.99	-56.5	-69.7
40,000	5.56	141.2	2.72	-56.5	-69.7
42,000	5.05	128.3	2.47	-56.5	-69.7
44,000	4.59	116.6	2.24	-56.5	-69.7
46,000	4.17	105.9	2.02	-56.5	-69.7
48,000	3.79	96.3	1.85	-56.5	-69.7
50,000	3.44	87.4	1.68	-56.5	-69.7
55,000	2.71	68.6	1.32	Temperatura se mantém constante	
60,000	2.14	54.4	1.04	Temperatura se mantém constante	

Figura 9-33. Tabela de atmosfera padrão

$$\begin{aligned}
 \text{Consumo total de combustível} &= \\
 \text{Lb/hr/motor} \times \text{No. motores} \times \text{Horas de duração de voo} &= \\
 &= 1.135 \times 4 \times 4 \\
 &= 18.160 \text{ libras}
 \end{aligned}$$

Figura 9-35. Determinando o uso total de combustível para um cruzeiro de 4 horas.

7- Desenhe uma linha horizontal para a esquerda a partir da intersecção da diagonal abaixo do padrão e da linha vertical de desvio de temperatura de 15,3 °C. Esta linha cruza o fluxo de combustível - 100 libras por hora por índice do motor em 11,35 e indica que cada um dos quatro motores usa 1.135 (100 × 11,35) libras de combustível por hora. O consumo total de combustível para o cruzeiro de 4 horas é mostrada na Figura 9-35. O peso bruto do avião foi de 140.000 libras na decolagem com 18.160 libras de combustível usado durante o cruzeiro e 1.350 libras usadas durante a fase de aproximação e pouso. Isso deixa um peso de pouso de 140.000 - (18.160 + 1.350) = 120.490 libras.

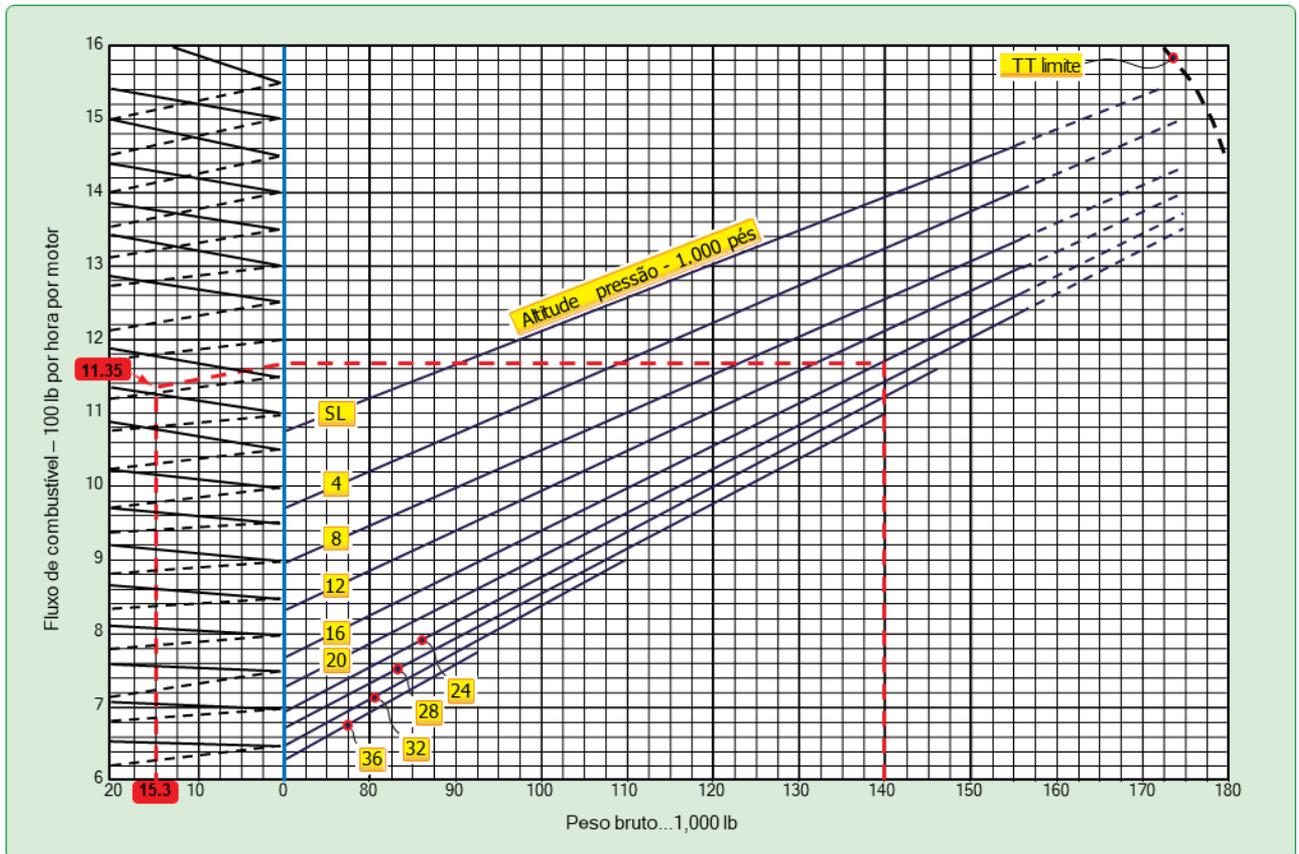


Figura 9-34. Tabela de peso bruto

Determinando o tempo de alijamento de combustível em minutos

A maioria das aeronaves de grande porte são aprovadas para ter um peso maior de decolagem do que para o pouso. Para permitir que eles retornem ao pouso logo após a decolagem, às vezes um sistema de alijamento de combustível é instalado. É importante em uma situação de emergência que a tripulação seja capaz de alijar combustível suficiente para diminuir o peso para alcançar seu peso de pouso permitido. Isso é feito cronometrando o processo de alijamento.

Neste exemplo, a aeronave tem dois motores em operação e essas especificações se aplicam

- Peso de cruzeiro 171.000 lb
- Peso máximo de pouso 142.500 lb
- Tempo do início do alijamento ao pouso 19 minutos

Fluxo médio de combustível durante

- Alijamento e descida 3.170 lb/hr/mot
- Razão de alijamento de combustível 2.300 lb/minuto

Para calcular o tempo de alijamento de combustível em minutos:

- Determine a quantidade de peso que a aeronave deve perder para atingir o peso máximo permitido de pouso. [Figura 9-36]

$$\begin{array}{r}
 171.000 \text{ lb peso de cruzeiro} \\
 - 142.500 \text{ lb peso máximo de pouso} \\
 \hline
 28.500 \text{ lb redução necessária}
 \end{array}$$

Figura 9-36. Determinando a quantidade de peso que a aeronave deve perder para atingir o peso máximo permitido para pouso.

- Determine a quantidade de combustível usado desde o início do alijamento até o pouso. [Figura 9-37]

$$\begin{array}{r}
 \text{Fluxo de combustível} = \frac{3.170 \text{ lb/hr/motor}}{60} \\
 = 52.83 \text{ lb/motor min}
 \end{array}$$

Figura 9-37. Determinando a quantidade de combustível usado desde o início do alijamento até o pouso.

Para ambos os motores, este é $52,83 \times 2 = 105,66$ lb/minuto.

Os motores utilizam 105,66 libras de combustível por minuto por 19 minutos (a duração do alijamento), o que calcula até 2007,54 libras de combustível usado entre o início do alijamento e o pouso.

- Determine a quantidade de combustível necessária para ser alijada subtraindo a quantidade de combustível utilizado durante o alijamento para redução de peso necessária. [Figura 9-38]

$$\begin{array}{r}
 28.500,00 \text{ lb redução de peso necessária} \\
 - 2.007,54 \text{ lb combustível consumido após início do alijamento} \\
 \hline
 26.492,46 \text{ lb combustível a ser alijado}
 \end{array}$$

Figura 9-38. Determinando a quantidade de combustível necessária para ser alijada.

- Determine o tempo necessário para despejar essa quantidade de combustível dividindo o número de libras de combustível para alijar pela razão de alijamento. [Figura 9-39]

$$\frac{26.492.46}{2.300} = 11.52 \text{ minutos}$$

Figura 9-39. Determine o tempo necessário para alijar o combustível.

Peso e balanceamento de aviões da categoria Commuter

O Beech 1900 é um avião típico da categoria commuter que pode ser configurado para transportar passageiros ou carga. A Figura 9-40 mostra os dados de carregamento deste tipo de avião na configuração de passageiro.

Determinando o peso carregado e CG

Como este avião está preparado para voar, um manifesto deverá ser preparado.

[Figura 9-41]

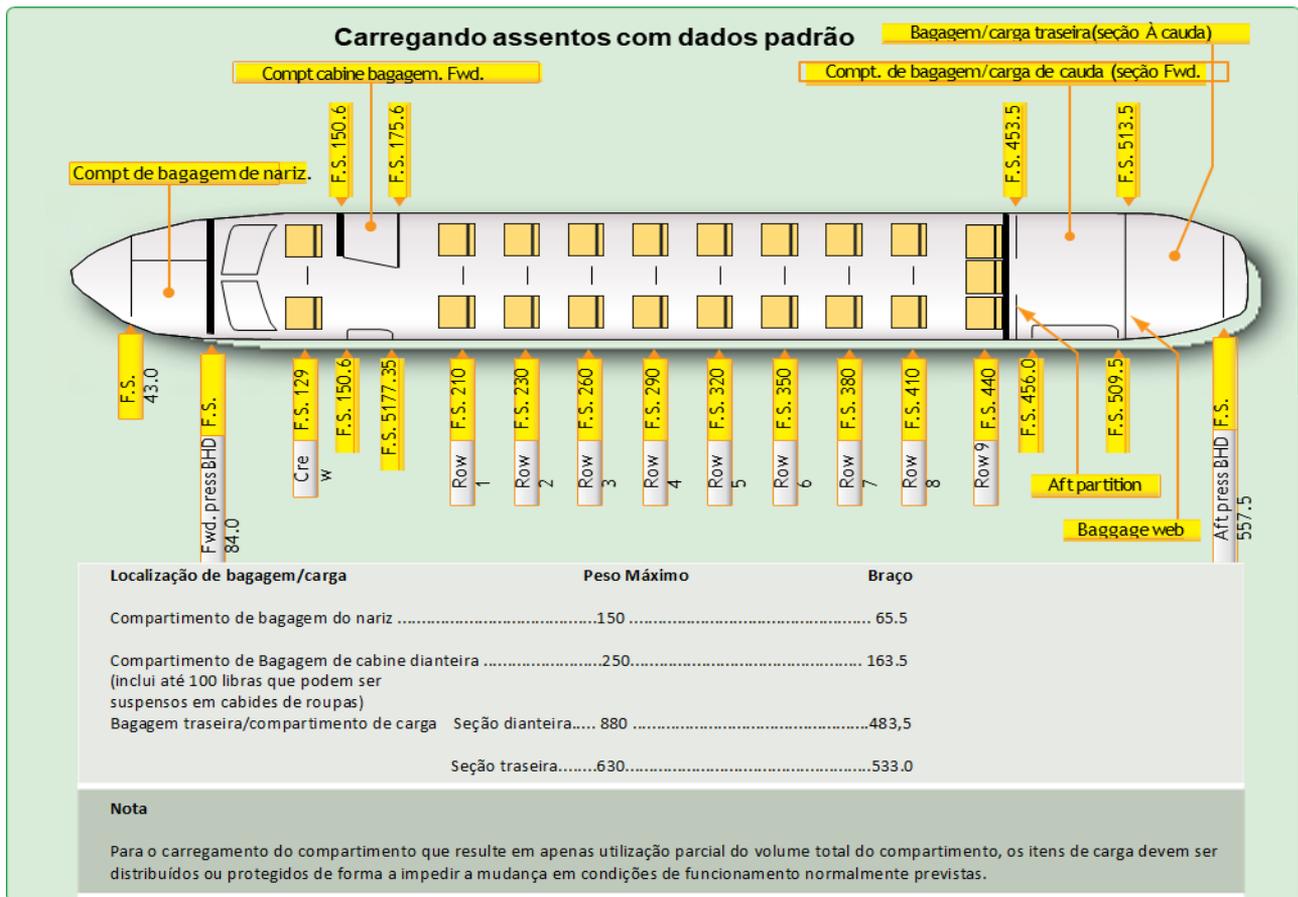


Figura 9-40. Carregamento de dados para configuração de passageiros.

Item	Peso	Braço	Momento/100	CG
Peso básico vazio	9,226		25,823	
Tripulação	340	129	439	
Passageiros				
Fila 1	300	210	600	
Fila 2	250	230	575	
Fila 3	190	260	494	
Fila 4	170	290	493	
Fila 5	190	320	608	
Fila 6	340	350	1,190	
Fila 7	190	380	722	
Fila 8		410		
Fila 9		440		
Bagagem				
Nariz		65.5		
Cabine dianteira	100	163.6	164	
Cauda (seção a frente)	200	483.5	967	
Cauda (seção de Tras.)	600	533.0	3,198	
Fuel jet A @ +25 °C				
390 galões	2,633		7,866	
	14,729		43,139	292.9

Figura 9-41. Determinando o peso carregado e CG de um Beech 1900 na configuração de passageiros

1. O peso da tripulação e o peso de cada passageiro são inseridos no manifesto. O momento/100 para cada ocupante é determinado multiplicando o peso pelo braço e dividindo por 100. Esses dados estão disponíveis no AFM e são mostrados em Peso e Momentos-
2. O peso da bagagem em cada compartimento utilizado é inserido com seu momento/100. Isso é determinado na tabela Pesos e Momentos — Tabela de Bagagem. [Figura 9-43]

Pesos e momentos úteis de carga — ocupantes										
Peso	Tripul		Assentos de cabine							
	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.	F.S.
	129	200	230	260	290	320	350	380	410	440
Momento/100										
80	103	160	184	208	232	256	280	304	328	352
90	116	180	207	234	261	288	315	342	369	396
100	129	200	230	260	290	320	350	380	410	440
110	142	220	253	286	319	352	385	418	451	484
120	155	240	276	312	348	384	420	456	492	528
130	168	260	299	338	377	416	455	494	533	572
140	181	280	322	364	406	448	490	532	574	616
150	194	300	345	390	435	480	525	570	615	660
160	206	320	368	416	464	512	560	608	656	704
170	219	340	391	442	493	544	595	646	697	748
180	232	360	414	468	522	576	630	684	738	792
190	245	380	437	494	551	608	665	722	779	836
200	258	400	460	520	580	640	700	760	820	880
210	271	420	483	546	609	672	735	798	861	924
220	284	440	506	572	638	704	770	836	902	968
230	297	460	529	598	667	736	805	874	943	1012
240	310	480	552	624	696	768	840	912	984	1056
250	323	500	575	650	725	800	875	950	1025	1100

Figura 9-42. Peso e momentos — ocupantes

3. Determine o peso do combustível. O combustível Jet A tem uma gravidade específica nominal de +15 °C de 0,812 e pesa 6,8 libras por galão, mas a +25 °C, de acordo com a Variação de Densidade do Gráfico de Combustível de Aviação [Figura 9-44], pesa 6,75 lb/gal.

Pesos e momentos úteis de carga — bagagem				
Peso	Compartimento de bagagem do nariz F.S. 65.5	Compartimento de bagagem da cabine dianteira F.S. 163.6	Compartimento de bagagem/carga AFT (seção para a frente) F.S. 483.5	Compartimento de bagagem/carga tras. (Seção cauda) F.S. 533.0
Momento/100				
10	7	16	48	53
20	13	33	97	107
30	20	49	145	160
40	26	65	193	213
50	33	82	242	266
60	39	98	290	320
70	46	115	338	373
80	52	131	387	426
90	59	147	435	480
100	66	164	484	533
150	98	245	725	800
200		327	967	1066
250		409	1209	1332
300			1450	1599
350			1692	1866
400			1934	2132
450			2176	2398
500			2418	2665
550			2659	2932
600			2901	3198
630			3046	3358
650			3143	
700			3384	
750			3626	
800			3868	
850			4110	
880			4255	

Figura 9-43. Peso e momentos — bagagem

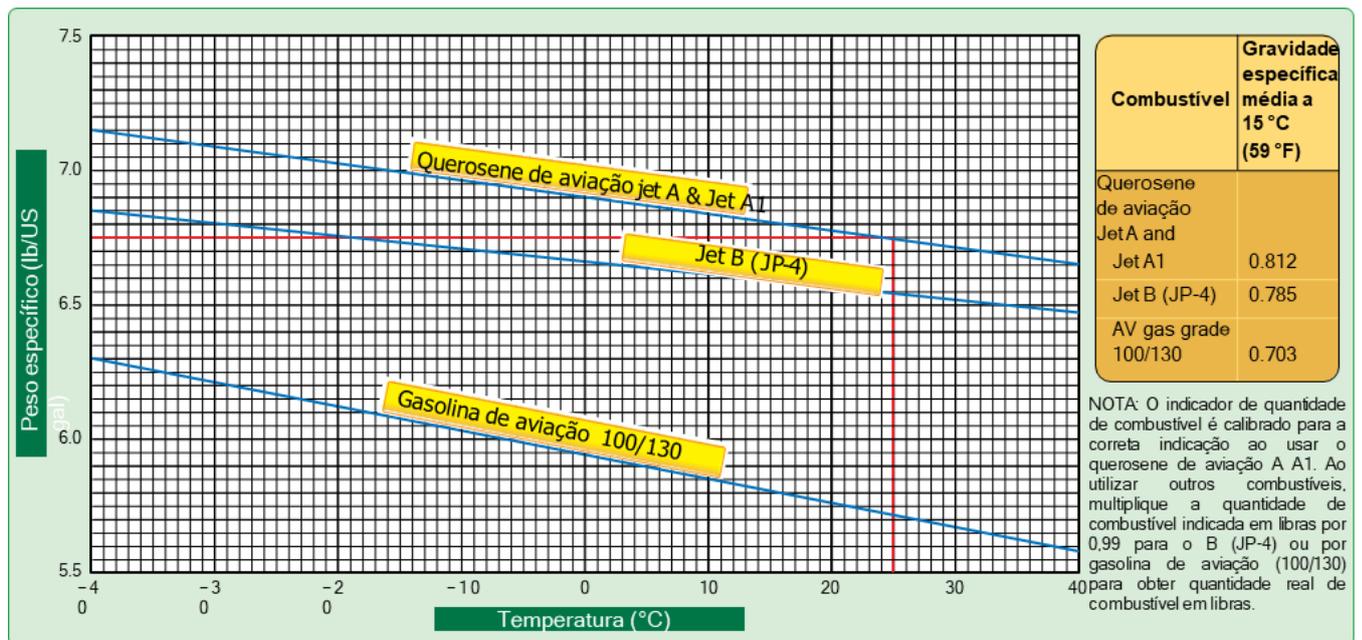


Figura 9-44. Variação de densidade do combustível de aviação.

Usando este gráfico, determinar os pesos e momento/100 para 390 galões de combustível Jet A interpolando entre aqueles para 6,7 lb/gal e 6,8 lb/gal. Os 390 galões de combustível nesta temperatura pesam 2.633 libras, e seu índice de momento é de 7.866 lb-in/100.

- Adicione todos os pesos e todos os índices de momento. Divida o índice de momento total pelo peso total e multiplique isso pelo fator de redução de 100. O peso total é de 14.729 libras; o índice de momento total é de 43.139 lb-in/100. O CG está localizado na estação de fuselagem 292,9. [Figura 9-45]

- Verifique para determinar se o CG está dentro dos limites para este peso. Consulte o diagrama de peso e balanceamento. [Figura 9-46] Desenhe uma linha horizontal atravessando o envelope com 14.729 libras de peso e uma linha vertical a partir do CG de 292,9 polegadas atrás do datum. Essas linhas se cruzam dentro do envelope, verificando se o CG está dentro dos limites para este peso.

Pesos e momentos úteis de carga — combustível utilizável								
Galões	6.5 lb/gal		6.6 lb/gal		6.7 lb/gal		6.8 lb/gal	
	Peso	Momento 100	Peso	Momento 100	Peso	Momento 100	Peso	Momento 100
10	65	197	66	200	67	203	68	206
20	130	394	132	401	134	407	136	413
30	195	592	198	601	201	610	204	619
40	260	789	264	802	268	814	272	826
50	325	987	330	1,002	335	1,018	340	1,033
60	390	1,185	396	1,203	402	1,222	408	1,240
70	455	1,383	462	1,404	469	1,426	476	1,447
80	520	1,581	528	1,605	536	1,630	544	1,654
90	585	1,779	594	1,806	603	1,834	612	1,861
100	650	1,977	660	2,007	670	2,038	680	2,068
110	715	2,175	726	2,208	737	2,242	748	2,275
120	780	2,372	792	2,409	804	2,445	816	2,482
130	845	2,569	858	2,608	871	2,648	884	2,687
140	910	2,765	924	2,808	938	2,850	952	2,893
150	975	2,962	990	3,007	1,005	3,053	1,020	3,099
160	1,040	3,157	1,056	3,205	1,072	3,254	1,088	3,303
170	1,106	3,351	1,122	3,403	1,139	3,454	1,156	3,506
180	1,170	3,545	1,188	3,600	1,206	3,654	1,224	3,709
190	1,235	3,739	1,254	3,797	1,273	3,854	1,292	3,912
200	1,300	3,932	1,320	3,992	1,340	4,053	1,360	4,113
210	1,365	4,124	1,386	4,187	1,407	4,250	1,428	4,314
220	1,430	4,315	1,452	4,382	1,474	4,448	1,496	4,514
230	1,495	4,507	1,518	4,576	1,541	4,646	1,564	4,715
240	1,560	4,698	1,584	4,770	1,608	4,843	1,632	4,915
250	1,625	4,889	1,650	4,964	1,675	5,040	1,700	5,115
260	1,690	5,080	1,716	5,158	1,742	5,236	1,768	5,315
270	1,755	5,271	1,782	5,352	1,809	5,433	1,836	5,514
280	1,820	5,462	1,848	5,546	1,876	5,630	1,904	5,714
290	1,885	5,651	1,914	5,738	1,943	5,825	1,972	5,912
300	1,950	5,842	1,980	5,932	2,010	6,022	2,040	6,112
310	2,015	6,032	2,046	6,125	2,077	6,218	2,108	6,311
320	2,080	6,225	2,112	6,321	2,144	6,416	2,176	6,512
330	2,145	6,417	2,278	6,516	2,211	6,615	2,244	6,713
340	2,210	6,610	2,244	6,711	2,278	6,813	2,312	6,915
350	2,275	6,802	2,310	6,907	2,345	7,011	2,380	7,116
360	2,340	6,995	2,376	7,103	2,412	7,210	2,448	7,318
370	2,405	7,188	2,442	7,299	2,479	7,409	2,516	7,520
380	2,470	7,381	2,508	7,495	2,546	7,609	2,584	7,722
390	2,535	7,575	2,574	7,691	2,613	7,808	2,652	7,924
400	2,600	7,768	2,640	7,888	2,680	8,007	2,720	8,127
410	2,665	7,962	2,706	8,085	2,747	8,207	2,788	8,330
420	2,730	8,156	2,772	8,282	2,814	8,407	2,856	8,532
425	2,763	8,259	2,805	8,386	2,848	8,513	2,890	8,640

Figura 9-45. Pesos e momentos - combustível utilizável.

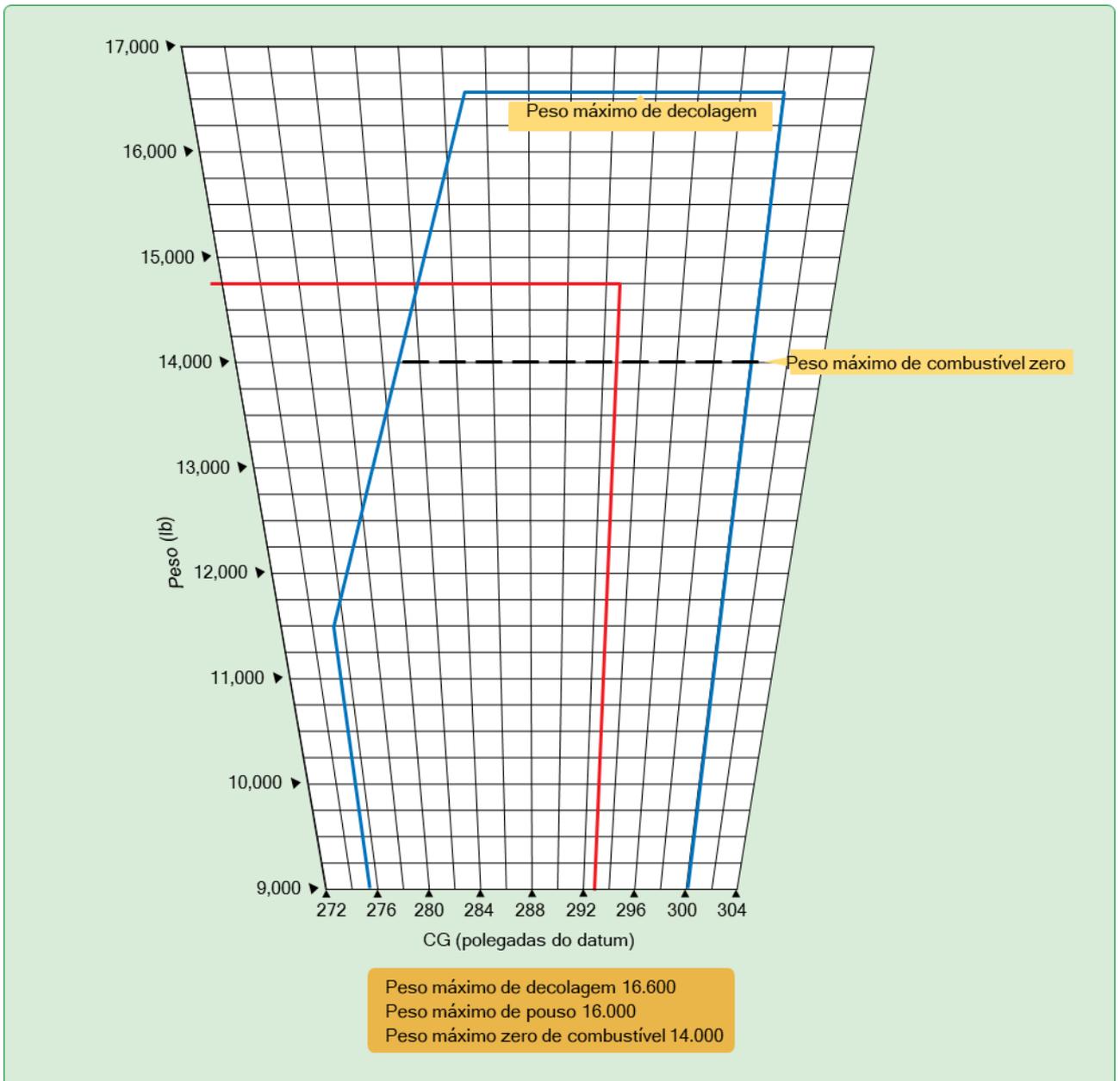


Figura 9-46. Diagrama de Peso e Balanceamento

Determinando as mudanças no CG quando os passageiros são deslocados

Utilizando o peso carregado e o CG do Beech 1900, calcule a mudança do CG quando os passageiros nas linhas 1 e 2 forem movidos para as linhas 8 e 9. [Figura 9-47] Observe que não há mudança de peso, mas o índice de momentos foi aumentado em 1.155 libras/100 para 44.294. O novo CG está na estação 300.7 da fuselagem. [Figura 9-48]

Esse tipo de problema geralmente é resolvido usando as duas fórmulas seguintes. A quantidade total de peso deslocada é de 550 libras (300 + 250) e ambas as fileiras de passageiros se moveram para trás em 410 - 200 e 440 - 230). O CG foi deslocado para trás por 7,8 polegadas, e o novo CG está na estação 300.7. [Figura 9-49]

Item	Peso	Braço	Momento/100	CG
Fila 1	(-) 300	200	(-) 600	
Fila 2	(-) 250	230	(-) 575	
Fila 8	(+) 300	410	(+) 1,230	
Fila 9	(+) 250	440	(+) 1,100	
Condições originais	14,729		43,139	
Alterações	0		(+) 1,155	
Novas condições	14,729		44,294	300.7

Figura 9-47. Mudanças no CG causadas pelo deslocamento dos assentos dos passageiros.

$$CG = \left(\frac{43,139 + 1,155}{14,729} \right) \times 100$$

Figura 9-48. Determinando o novo CG na estação de fuselagem.

$$\begin{aligned} \Delta CG &= \frac{\text{Peso deslocado} \times \text{Distância deslocada}}{\text{Peso total}} \\ &= \frac{550 \times 210}{14,729} \\ &= 7.8 \text{ inches} \\ CG &= CG \text{ Original} + \Delta CG \\ &= 292.9 + 7.8 \\ &= 300.7 \text{ polegadas atrás do datum} \end{aligned}$$

Figura 9-49. Determinando o novo CG na estação depois que o CG mudou para trás.

Em uma grande cabine com assentos de alta densidade, como o B737-800, o operador deve contabilizar os assentos dos passageiros na cabine [Figura 9-50]. Se o assento atribuído for usado para determinar a localização do passageiro, o operador deve implementar procedimentos para garantir que a atribuição do assento do passageiro seja incorporada ao procedimento de carregamento.

Recomenda-se que o operador leve em conta a possibilidade de que alguns passageiros não possam sentar-se em seus assentos atribuídos.

Se o local real de assentos de cada passageiro não for conhecido, o operador pode assumir que todos os passageiros estão sentados uniformemente em toda a cabine ou uma subseção especificada da cabine. Suposições razoáveis podem ser feitas sobre a maneira como as pessoas se distribuem por toda a cabine. Por exemplo, os assentos da janela são ocupados primeiro seguidos pelos assentos do corredor, seguidos pelos assentos restantes (assentos remanescentes do corredor e da janela). As condições de carregamento dianteiro e traseiro devem ser consideradas. Os passageiros podem preencher a janela, o corredor e os assentos restantes da frente da aeronave para trás, ou a parte de trás para a frente.

Se necessário, o operador pode dividir a cabine de passageiros em subseções ou zonas e gerenciar o carregamento de cada zona individualmente. Pode-se supor que os passageiros estarão sentados uniformemente em cada zona.

Outra consideração é o movimento de embarque dos passageiros, tripulantes e equipamentos. Presume-se que todos os passageiros, tripulação e equipamentos estejam seguros quando a aeronave estiver na configuração de decolagem ou pouso. Procedimentos operacionais padrão devem ser levados em conta. Exemplos de itens que podem se mover durante o voo são:

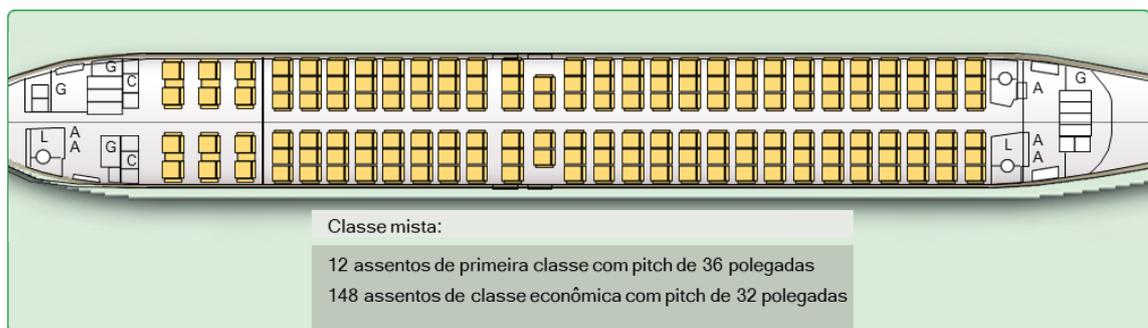


Figura 9-50. Uma configuração de passageiro de um B737-800.

- Membros da tripulação de cabine de voo se movendo para o banheiro.
- Comissárias de bordo se movendo por toda a cabine.
- Carrinhos de serviço movendo-se por toda a cabine.
- Passageiros se movendo por toda a cabine.
- Passageiros se movendo para o banheiro.

Determinando mudanças de peso e CG quando a aeronave é operada em sua configuração de carga

Para determinar mudanças de peso e CG quando a aeronave é operada em sua configuração de carga, o Beech 1900 é usado como no exemplo. A *figura 9-51* ilustra a configuração do avião. Observe que o braço de cada seção de carga é o centroide dessa seção.

O manifesto de voo do Beech 1900 na configuração de carga é ilustrado na *Figura 9-52*. O BOW inclui os pilotos e sua bagagem e não há nenhum item separado para eles.

Na temperatura padrão de 15 °C, o combustível pesa 6,8 libras por galão. Consulte a *Figura 9-45* para determinar o índice de peso e momento de 370 galões de combustível Jet A. O CG sob estas condições de carregamento está localizado na estação 296.2.

Determinando a mudança do CG quando a carga é movida de uma seção para outra

Para calcular o CG quando a carga é deslocada de uma seção para outra, utilize a fórmula encontrada na *Figura 9-53*. Se a carga for movida para a frente, o CG será subtraído do CG original. Se a carga for deslocada para trás, adicione o CG ao original.

Determinando a mudança do CG quando a carga é adicionada ou removida

Para calcular o CG quando a carga for adicionada ou removida, adicione ou subtraia o índice de peso e momento da carga afetada ao gráfico de carga original. Determine o novo CG dividindo o novo índice de momento pelo novo peso total, e multiplique isso pelo fator de redução. [*Figura 9-54*]

Determinando quais limites são excedidos

Ao preparar uma aeronave para voar, considere todos os parâmetros e verifique se nenhum limite foi excedido. Considere os parâmetros abaixo e determine qual limite, se houver, foi excedido.

- A aeronave neste exemplo tem um peso vazio básico de 9.005 libras e um índice momento de 25.934 libras/100.

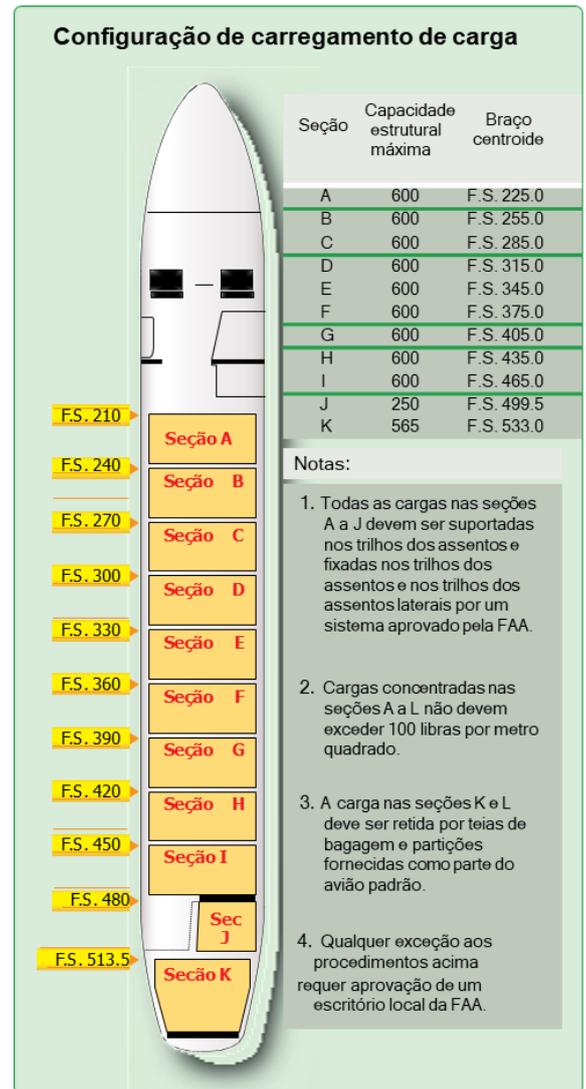


Figura 9-51. Carregamento de dados para configuração de carga.

- O peso da tripulação é de 340 libras e seu momento/100 é 439.
- Os passageiros e a bagagem têm um peso de 3.950 libras e um momento/100 de 13.221.
- O combustível é calculado em 6,8 lb/gal. A carga de rampa é de 340 galões ou 2.312 libras. O combustível usado para partida e táxi é de 20 galões, ou 136 libras. O combustível restante no pouso é de 100 galões, ou 680 libras.
- O peso máximo da decolagem é de 16.600 libras.
- O peso máximo zero de combustível é de 14.000 libras.
- O peso máximo de pouso é de 16.000 libras.

Item	Peso	Braço	Momento/100	Cg
Peso básico operacional	9,005		25,934	
Seção de carga A	300	225.0	675	
Seção de carga B	400	255.0	1,020	
Seção de carga C	450	285.0	1,283	
Seção de carga D	600	315.0	1,890	
Seção de carga E	600	345.0	2,070	
Seção de carga F	600	375.0	2,250	
Seção de carga G	200	405.0	810	
Seção de carga H		435.0		
Seção de carga I		465.0		
Seção de carga J		499.5		
Seção de carga K		533.0		
Jet A +15 °C				
Galões 370	2,516		7,520	
	14,671		43,452	296.2

Figura 9-52. Manifesto de voo de um Beech 1900 na configuração de carga.

$$\Delta CG = \frac{\text{deslocado peso} \times \text{Distância deslocada}}{\text{Peso total}}$$

Figura 9-53. Transferindo carga de uma seção para outra.

$$CG = \frac{\text{Índice de momento total}}{\text{Peso total}} \times \text{Fator de redução}$$

Figura 9-54. Determinando o novo CG dividindo o novo índice momento pelo novo peso total, multiplicado pelo fator de redução.

Tome estas medidas para determinar qual limite, se houver, é excedido:

1. Determine o peso zero do combustível, que é o peso da aeronave com toda a carga útil, exceto o combustível a bordo. [Figura 9-55]

Item	Peso (lb)	Momento	CG
Peso básico vazio	9,005	25,934	
Tripulação	340	439	
Passageiros e bagagem	3,950	13,221	
Peso zero de combustível	13,295	39,594	

Figura 9-55. Determinando o peso zero de combustível.

O peso zero de combustível de 13.295 libras é menor que o máximo de 14.000 libras, por isso este parâmetro é aceitável.

2. Determine o peso de decolagem e CG. O peso de decolagem é o peso zero de combustível mais o peso da carga de combustível de rampa, menos o peso do combustível utilizado para

partida e táxi. O CG da decolagem é o momento/100 dividido pelo peso, e então o resultado multiplicado por 100. O peso de decolagem de 15.471 libras está abaixo do peso máximo de decolagem de 16.600 libras, e uma verificação do diagrama de peso e balanceamento mostra que o CG na estação 298.0 também está dentro dos limites. [Figura 9-56]

Item	Peso (lb)	Momento	CG
Peso zero combustível	13,295	39,594	
Comb de dep. 320 gal			
Carga-combustível para partida & taxi			
340 – 20 = 320 gal	2,176	6,512	
Peso de decolagem	15,471	46,106	298.0

Figura 9-56. Determinando o peso de decolagem e CG.

3. Determine o peso de pouso e o CG. Este é o peso zero de combustível mais o peso do combustível no pouso. [Figura 9-57]

Item	Peso (lb)	Momento	Cg
Peso zero combustível	13,295	39,594	
Comb. no pouso 100 gal	680	1,977	
Peso de pouso	13,975	41,571	297.5

Figura 9-57. Determinando o peso de pouso e CG.

O peso de pouso de 13.975 libras é menor do que o peso máximo de pouso de 14.000 a 16.000 libras. De acordo com o diagrama de peso e balanceamento, o CG de pouso na estação 297.5 também está dentro dos limites.

Capítulo 10

Uso de Computador para Cálculo de Peso e Balanceamento

Introdução

Quase todos os problemas de peso e balanceamento envolvem apenas matemática simples. Isso permite que régua de cálculo e calculadoras eletrônicas portáteis aliviem grande parte do tédio envolvido com esses problemas. Este capítulo compara os métodos de determinar o centro de gravidade (CG) de um avião enquanto ele está sendo pesado. Primeiro, ele mostra como determinar o CG usando uma calculadora eletrônica simples, em seguida, resolve o mesmo problema usando um computador de voo E6-B. Finalmente, ele mostra como resolvê-lo usando um computador de voo eletrônico dedicado



Item	Weight (lb)	Lateral Arm (in)	Lateral Offset Moment (lb-in)	Lateral CG
Helicopter empty weight	1,545	+0.2	309	
Pilot	170	-13.5	-2,295	
Passenger	200	+13.5	2,700	
Fuel 48 gal	288	135.0	-2,419	
Total	2,203	-8.4	-1,705	
				-0.77

Exemplos de problemas típicos de peso e balanceamento (resolvidos com uma calculadora eletrônica) que pilotos e técnicos de manutenção de aeronaves e motores (A&P) encontram ao longo de seus trabalhos na aviação são mostrados mais tarde neste capítulo.

Calculadora Eletrônica

Determinar o CG de um avião em polegadas para os pontos de pesagem da roda principal pode ser feito com qualquer calculadora eletrônica simples que tenha adição (+), subtração (-), multiplicação (x) e funções de divisão (÷). [Figura 10-1] Calculadoras científicas com funções adicionais como memória (M), parênteses (()), mais ou menos (+/-), funções exponenciais (y^x), recíprocas (1/x) e percentuais (%) permitem que problemas mais complexos sejam resolvidos ou problemas simples sejam resolvidos usando menos etapas.



Figura 10-1. Uma calculadora eletrônica típica é útil para resolver a maioria dos tipos de problemas de peso e balanceamento.

De acordo com a Figura 10-2, o peso da roda do nariz (F) é de 340 libras, a distância entre as rodas principais e a roda do nariz (L) é de -78 polegadas, e o peso total (W) do avião é de 2.006 libras. L é negativo porque a roda do nariz está à frente das rodas principais.

Ponto de Pesagem	Peso (lb)	Braço
Lado direito	830	0
Lado esquerdo	836	0
Nariz	340	-78
Total	2,006	

Figura 10-2. Dados de peso e balanceamento de um típico avião de roda de nariz.

Para determinar o CG, use esta fórmula:

$$CG = \frac{F \times L}{W}$$

$$= \frac{340 \times -78}{2,006}$$

Digite os dados na calculadora e pressione a tecla igual (=). A resposta deve ser lida da seguinte forma:

(340) (x) (78) (+/-) (÷) (2006) (=) -13,2

O braço da roda do nariz é negativo, então o CG é -13.2 ou 13,2 polegadas à frente dos pontos de pesagem da roda principal.

Computador de voo E6-B

O E6-B usa um tipo especial de régua de cálculo. Em vez de suas escalas passarem de 1 a 10, como em uma regra de cálculo normal, ambas as escalas vão de 10 a 100. O E6-B não pode ser usado para adição ou subtração, mas é útil para fazer cálculos envolvendo multiplicação e divisão. Sua precisão é limitada, mas é suficientemente precisa para a maioria dos problemas de peso e balanceamento.

O mesmo problema que acabou de ser resolvido com a calculadora eletrônica pode ser resolvido em uma E6-B seguindo estas etapas:

$$CG = \frac{F \times L}{W}$$

$$= \frac{340 \times -78}{2,006}$$

Primeiro, multiplique 340 por 78 (desconsidere o sinal de menos) [Figura 10-3]:

- Passo 1 - coloque 10 na escala interna (este é o índice oposto a 34 na escala externa que representa 340).
- Passo 2 — em frente a 78 na escala interna, leia 26,5 na escala externa.

Determine o valor desses dígitos estimando: $300 \times 80 = 24.000$, então $340 \times 78 = 26.500$.

Em seguida, divida 26.500 por 2.006 [Figura 10-4]:



Figure 10-3. E6-B computer set up to multiply 340 by 78.

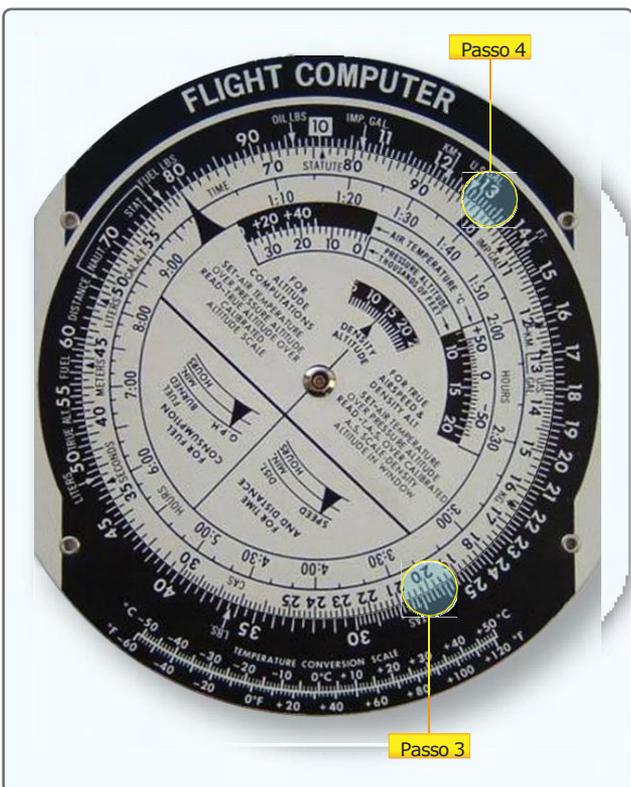


Figure 10-4. E6-B computer set up to divide 26,500 by 2,006.

- Passo 3 — na escala interna, coloque 20, que representa 2.006 contra 26,5 na escala externa (26,5 representa 26.500).
 - Passo 4 — em frente ao índice, 10, na escala interna leia 13,2 na escala externa.
 - Determinar o valor de 13,2 estimando: $20.000 \div 2000 = 10$, portanto $26.500 \div 2.006 = 13,2$.
 - O braço (-78) é negativo, então o CG também é negativo
- O CG está -13,2 polegadas ou 13,2 polegadas à frente do datum.

Computador de voo eletrônico dedicado

Computadores de voo eletrônico dedicados, como o da Figura 10-5, são programados para resolver muitos problemas de voo, como correção do vento, velocidade de direção e solo, resistência e verdadeira velocidade de ar (TAS), bem como problemas de peso e balanceamento.



Figura 10-5. Computadores eletrônicos dedicados são programados para resolver problemas de peso e balanceamento, bem como problemas de voo.

O problema apenas resolvido com uma calculadora eletrônica e um E6-B também pode ser resolvido com um computador de voo dedicado usando as informações mostradas na Figura 10-2. Cada computador de voo lida com os problemas de uma maneira ligeiramente diferente, mas todos são programados com comandos que solicitam os dados necessários a serem inseridos para que não haja necessidade de memorizar quaisquer fórmulas. Peso e braços são inseridos como solicitado, e apresentam um total do peso, momento e CG

Problemas típicos de peso e balanceamento

Uma calculadora eletrônica portátil como a da Figura 10-5 é uma ferramenta valiosa para resolver problemas de peso e balanceamento. Pode ser usado para uma variedade de problemas e tem um alto grau de precisão. Os exemplos aqui dados são resolvidos com uma calculadora usando apenas as funções $(\times), (\div), (+), (-)$ e $(+/-)$ funções. Se outras funções estiverem disponíveis na calculadora, algumas das etapas podem ser simplificadas

Determinação do CG em polegadas do Datum

Este tipo de problema é resolvido primeiro determinando a localização do CG em polegadas dos pontos de pesagem da roda principal, em seguida, medindo este local em polegadas do datum. Existem quatro tipos de problemas envolvendo a localização do CG em relação ao datum.

Avião de roda de nariz com Datum à frente das rodas principais

O datum (D) está 128 polegadas à frente dos pontos de pesagem da roda principal; o peso da roda do nariz (F) é de 340 libras, e a distância entre rodas principais e roda de nariz (L) é de 78 polegadas. O peso total (W) do avião é de 2.006 libras. Consulte a Figura 3-5 na página 3-5.

Use esta fórmula:

$$CG = D - \left(\frac{F \times L}{W} \right)$$

1. Determine o CG em polegadas da roda principal:
(340) (\times) (78) (\div) (2006) $(=)$ 13,2
2. Determine o CG em polegadas a partir do datum:
(128) $(-)$ (13,2) $(=)$ 114,8

O CG está 114,8 polegadas atrás do datum.

Avião de roda de nariz com datum atrás das rodas principais

O datum (D) é de 75 polegadas atrás dos pontos de pesagem da roda principal, o peso da roda do nariz (F) é de 340 libras, e a distância entre as rodas principais e a roda do nariz (L) é de 78 polegadas. O peso total (W) do avião é de 2.006 libras. Consulte a Figura 3-6 na página 3-5.

Use esta fórmula:

Use esta fórmula

$$CG = - \left(D + \frac{F \times L}{W} \right)$$

1. Determine o CG em polegadas a partir das rodas principais:

$$(340) (\times) (78) (\div) (2006) (=) 13,2$$

2. Determine o CG em polegadas do datum:

$$(75) (+) (13,2) (=) 88,2$$

O sinal de menos antes do parêntese na fórmula significa que a resposta é negativa. O CG está 88,2 polegadas à frente do datum (-88,2).

Avião com roda na cauda com Datum à frente das rodas principais

O datum (D) está 7,5 polegadas à frente dos pontos de pesagem da roda principal, o peso da roda traseira (R) é de 67 libras, e a distância entre as rodas principais e a roda traseira (L) é de 222 polegadas. O peso total (W) do avião é de 1.218 libras. Consulte a Figura 3-7 na página 3-6.

Use esta fórmula:

$$CG = \left(D + \frac{R \times L}{W} \right)$$

1. Determine o CG em polegadas das rodas principais:
(67) (\times) (222) (\div) (1218) $(=)$ 12,2
2. Determine o CG em polegadas do datum:
(7,5) $(+)$ (12,2) $(=)$ 19,7

O CG está 19,7 polegadas atrás do datum.

Avião com roda traseira com Datum atrás das rodas principais

O datum (D) é de 80 polegadas atrás dos pontos de pesagem da roda principal, o peso da roda traseira (R) é de 67 libras, e a distância entre as rodas principais e a roda traseira (L) é de 222 polegadas. O peso total (W) do avião é de 1.218 libras. Consulte a Figura 3-8 na página 3-6.

Use esta fórmula:

$$CG = -D + \left(\frac{R \times L}{W} \right)$$

1. Determine o CG em polegadas das rodas principais:
(67) (\times) (222) (\div) (1218) $(=)$ 12,2
2. Determine o CG em polegadas do datum:
(80) $(+/-)$ $(+)$ (12,2) $(=)$ -67,8

O CG está 67,8 polegadas à frente do datum.

Ponto de Peso	Peso (lb)	Braço	Momento (lb-in)	CG
Lado direito	830	128	106,240	
Lado esquerdo	836	128	107,008	
Nariz	340	50	17,000	
Total	2,006		230,248	114.8

Figura 10-6. Especificações para determinar o CG de um avião usando peso e braço.

Determinação de CG, Pesos e Braços

Alguns problemas de peso e balanceamento envolvem pesos e braços para determinar os momentos. Divida o momento total pelo peso total para determinar o CG. A Figura 10-6 contém as especificações para determinar o CG usando pesos e braços.

Determine o CG usando os dados na Figura 10-6 e seguindo estas etapas:

- Determine o peso total e registre este número:
 $(830) (+) (836) (+) (340) (=) 2.006$
- Determine o momento de cada ponto de pesagem e grave-os:
 $(830) (\times) (128) (=) 106.240$
 $(836) (\times) (128) (=) 107.008$
 $(340) (\times) (50) (=) 17.000$
- Determine o momento total e divida isso pelo peso total:
 $(106240) (+) (107008) (+) (17000) (=) (\div) (2006) (=) 114,8$

Este avião pesa 2.006 libras e seu CG está a 114,8 polegadas do datum.

Determinação do CG, Pesos e Índices de Momento

Outros problemas de peso e balanceamento envolvem pesos e índices de momento, como momento/100 ou momento/1.000. Para determinar o CG, adicione todos os pesos e todos os índices de momento. Em seguida, divida o índice de momento total pelo peso total e multiplique a resposta pelo fator de redução. Figura 10-7 contém as especificações para determinar

Ponto de Pesagem	Peso (lb)	Momento/100	CG
Lado direito	830	1,062.4	
Lado esquerdo	836	1,070.1	
Nariz	340	170	
Total	2,006	2,302.5	114.8

Figura 10-7 Especificações para determinar o CG de um avião usando pesos e índices de momento.

utilizando pesos e índices de momentos. Determine o CG usando os dados na Figura 10-7 e seguindo estas etapas:

- Determine o peso total e registre este número:
 $(830) (+) (836) (+) (340) (=) 2.006$
- Determine o índice de momento total, divida isso pelo peso total e multiplique-o pelo fator de redução de 100:
 $(1062.4) (+) (1070.1) (+) (170) (=) (2302.5) (\div) (2006) (=) (1.148) (\times) (100) (=) 114,8$

Este avião pesa 2.006 libras e seu CG está a 114,8 polegadas do datum.

Determinação do CG em percentual da corda aerodinâmica média (MAC)

- O CG carregado tem 42,47 polegadas atrás do datum.
- MAC tem 61,6 polegadas de comprimento.
- LEMAC está na estação 20.1.

- Determine a distância entre o CG e o LEMAC:
 $(42.47) (-) (20.1) (=) 22,37$
- Então, use esta fórmula:
 $(22.37) (\times) (100) (\div) (61.6) (=) 36,3$

O CG deste avião está localizado em 36,3% MAC.

Determinação do CG lateral de um helicóptero

Para um helicóptero, muitas vezes é necessário determinar não apenas o CG longitudinal, mas também o CG lateral. O CG lateral é medido a partir da linha zero da bunda (BL 0). Todos os itens e momentos à esquerda do BL 0 são negativos, e todos aqueles à direita do BL 0 são positivos. A Figura 10-8 contém as especificações para determinar o CG lateral de um helicóptero típico.

Determine o CG lateral usando os dados na Figura 10-8 e seguindo estas etapas:

Adicione todos os pesos:

- $(1545) (+) (170) (+) (200) (+) (288) (=) 2.203$
- Multiplique o braço lateral (a distância entre a linha de ponta zero e o CG de cada item) pelo seu peso para obter o momento de deslocamento lateral de cada item. Momentos à direita do BL 0 são positivos e os da esquerda são negativos.
 $(1,545) (\times) (.2) (=) 309$
 $(170) (\times) (13.5) (+/-) (=) -2.295$
 $(200) (\times) (13.5) (=) 2.700$
 $(288) (\times) (8.4) (+/-) (=) -2.419$
- Determine a soma algébrica dos momentos de deslocamento lateral.
 $(309) (+) (2295) (+/-) (+) (2700) (+) (2419) (+/-) (=) -1.705$
- Divida a soma dos momentos pelo peso total para determinar o CG lateral.
 $(1705) (+/-) (\div) (2203) (=) -0,77$

O CG lateral é de 0,77 polegadas à esquerda de BL0.

Determinação da ΔCG causada por mudança de pesos

50 libras de bagagem são deslocadas do compartimento de bagagem traseiro da estação 246 para o compartimento dianteiro da estação 118. O peso total do avião é de 4.709 libras. Quanto muda o CG?

- Determine o número de polegadas que a bagagem é deslocada:
 $(246) (-) (118) (=) 128$
- Use esta fórmula:

$$\Delta CG = \frac{\text{Peso deslocado} \times \text{Distância de deslocamento do peso}}{\text{Peso total}}$$

$$(50) (\times) (128) (\div) (4709) (=) 1,36$$

O CG é deslocado para a frente 1,36 polegadas.

Determinando o peso deslocado para causar um ΔCG especificado

Quanto peso deve ser deslocado do compartimento de bagagem traseiro da estação 246 para o compartimento dianteiro da estação 118 para mover o CG para a frente 2 polegadas? O peso total do avião é de 4.709 libras.

- Determine o número de polegadas que a bagagem é deslocada:

$$\text{Peso deslocado} = \frac{\text{Peso total deslocado} \times \Delta CG}{\text{Distância de deslocamento do peso}}$$

$$(246) (-) (118) (=) 128$$

- Use esta fórmula:

$$(2) (\times) (4709) (\div) (128) (=) 73,6$$

Mover 73,6 quilos de bagagem do compartimento traseiro para o compartimento dianteiro desloca o CG para a frente 2 polegadas.

Determinando o deslocamento de um peso para mover o CG para uma distância específica

Quantas polegadas atrás uma carga de 56 libras precisa ser movida para mudar o CG para trás em 1,5 polegadas? O peso total do avião é de 4.026 libras.

Use esta fórmula:

$$\text{Distância de deslocamento do peso} = \frac{\text{Peso total} \times \Delta CG}{\text{Peso deslocado}}$$

$$(1.5) (\times) (4026) (\div) (56) (=) 107,8$$

Mover a carga para trás por 107,8 polegadas muda o CG para trás 1,5 polegadas.

Item	Peso (lb)	Braço Lateral (in)	Momento de desl. lateral (lb-in)	CG Lateral
Helicóptero com peso vazio	1,545	+0.2	309	
Piloto	170	-13.5	-2.295	
Passageiro	200	+13.5	2,700	
Combustível (48)	288	135.0	-2.419	
Total	2,203	-8.4	-1.705	-0.77

Figura 10-8. Especificações para determinar o CG lateral de um helicóptero.

Determinando o peso total de uma aeronave com um Δ CG especificado quando a carga é movida

Qual é o peso total de um avião que ao se mover 500 libras de carga 96 polegadas para a frente mudam o CG em 2,0 polegadas?

Use esta fórmula:

$$\text{Peso total} = \frac{\text{Peso deslocado} \times \text{Distância de deslocamento do peso}}{\Delta \text{CG}}$$

$$(500) (\times) (96) (\div) (2) (=) 24.000$$

Mover 500 libras de carga 96 polegadas para a frente causa uma Mudança de 2,0 polegadas no CG de um avião de 24.000 libras.

Determinando a quantidade de lastro necessária para mover o CG para um local desejado

Quanto lastro deve ser montado na estação 228 para mover o CG para o seu limite dianteiro de +33? O avião pesa 1.876 libras e o CG está em +32,2, uma distância de 0,8 polegadas fora do limite.

Use esta fórmula:

$$\text{Peso do lastro} = \frac{\text{Peso da aeronave vazia} \times \text{Dist. fora dos limites}}$$

$$\text{Distância do Lastro para o CG desejado}$$

$$(1876) (\times) (.8) (\div) (195) (=) 7,7$$

Anexar 7,7 quilos de lastro ao anteparo na estação 228 move o CG para +33,0.

Apêndice A

Materiais de estudo suplementar para peso e balanceamento de aeronaves

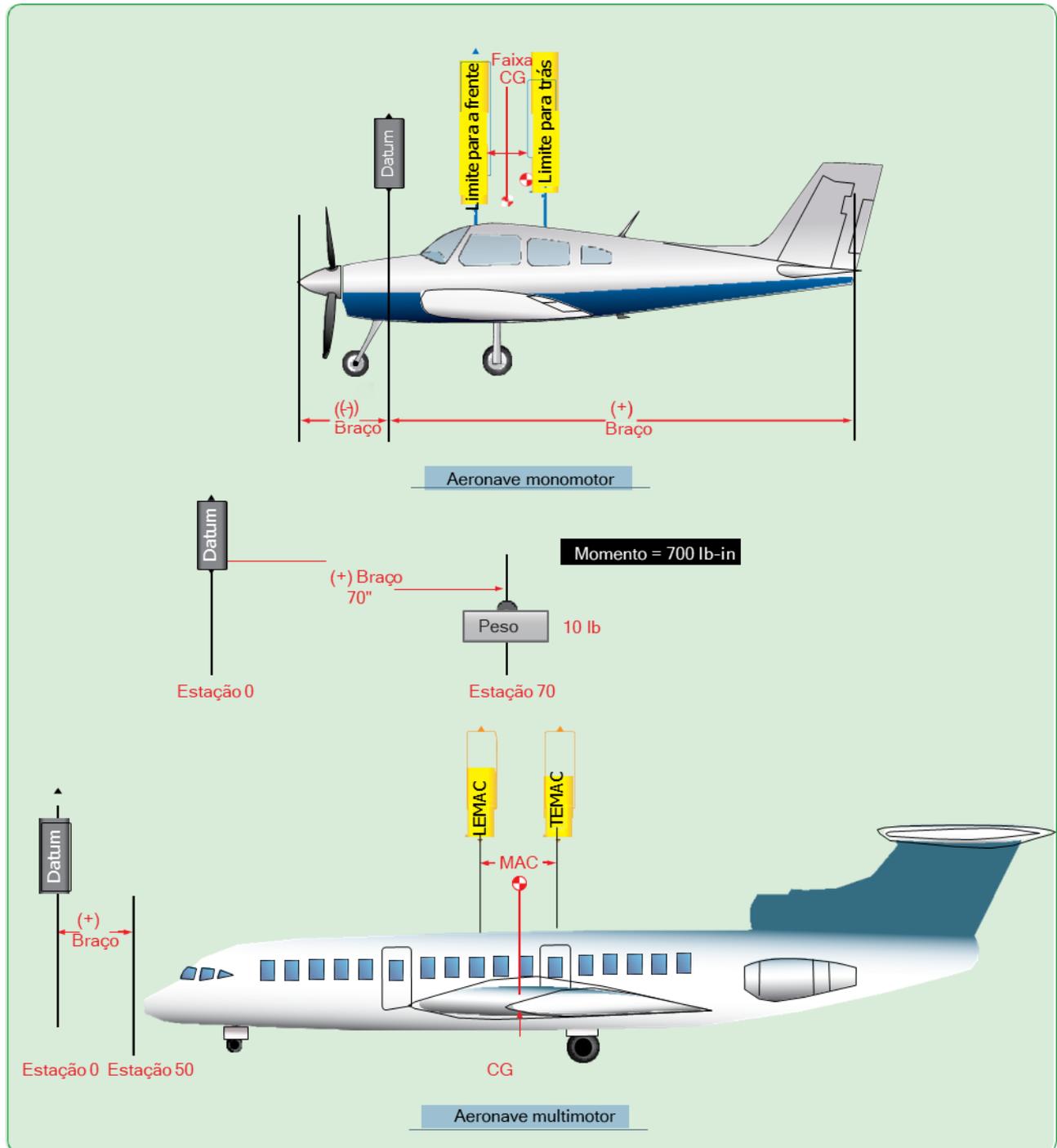
Publicações da FAA

(verifique a revisão mais atual)

- Advisory Circular (AC) 20-161, Aircraft Onboard Weight and Balance Systems
- AC 23-21, Airworthiness Compliance Checklists Used to Substantiate Major Alterations for Small Airplanes
- AC 43.13-1, Acceptable Methods, Techniques, and Practices—Aircraft Inspection and Repair
- AC 90-89, Amateur-Built Aircraft and Ultralight Flight Testing Handbook
- AC 120-27, Aircraft Weight and Balance Control
- FAA-H-8083-30, Aviation Maintenance Technician Handbook—General
- Order 8130.2, Airworthiness Certification of Aircraft and Related Product
- www.faa.gov, Light Sport Aircraft (multiple electronic documents)

Apêndice B

Principais locais de peso e balanceamento em uma aeronave



Glossário

Nota sobre termos glossários: ao longo dos anos houve uma proliferação de termos sobre peso da e balanceamento de aeronaves. Isso é resultado de muitos fatores, como o regulamento de certificação da Administração Federal de Aviação (FAA) sob o qual uma aeronave foi construída; o regulamento da FAA sob o qual a aeronave está sendo operada; acordos de padronização do fabricante ou uma combinação destes e de outros. Exemplos desses termos são peso vazio, peso vazio licenciado, peso vazio básico, peso vazio operacional, etc.

Muitos desses termos podem ter significados semelhantes ou soar semelhantes. Pilotos e mecânicos de aeronaves devem garantir que entendam a terminologia e estejam aplicando os valores corretos com base no procedimento e situação que ditam os cálculos realizados.

Ocasionalmente, a sigla "GAMA" segue o termo glossário. Isso indica que faz parte do formato padronizado adotado pela Associação Geral dos Fabricantes de Aviação de 1976, conhecida como Especificações GAMA N°.1. Estas aeronaves são geralmente fabricadas sob o Título 14 do Código de Regulamentos Federais (14 CFR) parte 23 e diferem das aeronaves fabricadas sob a regra de certificação anterior Civil Air Regulation (CAR) parte 3 para fins de peso e balanceamento na condição sob a qual o peso vazio foi estabelecido.

As aeronaves certificadas sob a 14 CFR 23, 25, 27 e 29 estabelecem seu peso vazio certificado conforme exigido na seção apropriada destas regulamentações, que estabelece que o peso vazio e o centro de gravidade correspondente (CG) devem ser determinados ponderando a aeronave com:

- Lastro fixo
- Combustível não utilizável
- Operação completa de fluidos, incluindo óleo, fluido hidráulico, e outros fluidos necessários para o funcionamento normal dos sistemas da aeronave, exceto água potável, água pré-carga do banheiro e água destinada à injeção no (s) do motor.

Em contrapartida, aeronaves certificadas sob os CARs mais antigos estabeleceram um peso vazio certificado em condições semelhantes à da aeronave mais recente, com a importante exceção de que o peso da aeronave não incluía óleo total, apenas óleo não drenável. Mecânicos e oficinas de reparo devem consultar a regra de certificação adequada ao restabelecer o peso vazio

14 CFR parte 121. Os regulamentos federais que regem as operações domésticas, de bandeira e suplementar

14 CFR parte 135. Os regulamentos federais que regem as operações de transporte e sob demanda.

Aeronaves de grande porte (14 CFR parte 1). Uma aeronave certificada de mais de 12.500 libras de peso máximo de decolagem

Aeronaves de pequeno porte (14 CFR parte 1). Uma aeronave certificada pesando 12.500 libras ou menos peso máximo de decolagem

Água potável. A água transportada em uma aeronave com o propósito de beber.

Alteração menor. Uma alteração diferente de uma alteração maior. Isso inclui alterações listadas nas especificações da aeronave, do motor da aeronave ou da hélice.

Área do esgoto. A parte mais baixa da estrutura de uma aeronave na qual se coletam água e contaminantes.

Balança de célula. Um componente em um sistema de pesagem eletrônica que é colocado entre o macaco e a plataforma de levantamento na aeronave. A célula de carga contém medidores de tensão cuja resistência muda com o peso da célula.

Balanceado lateralmente. O balanceamento ao redor do eixo de rolagem, ou longitudinal.

Balanceado longitudinalmente. O balanceamento ao redor do campo de arfagem, ou eixo longitudinal.

Braço CG. (GAMA) O braço obtido adicionando os momentos individuais do avião e dividindo a soma pelo peso total.

Braço. (GAMA) A distância horizontal do datum de referência ao CG de um item. O sinal algébrico é mais (+) se medido atrás do datum ou para o lado direito da linha central ao considerar um cálculo lateral. O sinal algébrico é menos (-) se medido para frente do datum ou do lado esquerdo da linha central ao considerar um cálculo lateral.

Carga de içamento máxima admissível. A carga externa máxima permitida para um helicóptero transportar. Esta carga é especificada no POH

Carga dinâmica. O peso real da aeronave multiplicado pelo fator de carga, ou o aumento do peso causado pela aceleração.

Carga estática. A carga imposta a uma estrutura de aeronave devido ao peso da aeronave e seu conteúdo.

Carga útil. (GAMA) A diferença entre o peso de decolagem ou o peso da rampa, se aplicável, e o peso básico vazio.

Carga útil. (GAMA) O peso dos ocupantes, carga e bagagem.

Carregando gráfico. Um gráfico de índices de peso de carga e momento de carga. As linhas diagonais para cada item relacionam o peso ao índice de momento, eliminando a necessidade de cálculos.

Categoria de utilidade. Uma categoria de aeronaves certificadas sob 14 CFR parte 23 e CAR parte 3 que permite manobras acrobáticas limitadas, mas restringe o peso e a gama CG.

Categoria normal. Uma categoria de aeronaves certificada sob 14 CFR parte 23 e CAR parte 3 que permite o peso máximo e a faixa do CG, restringindo as manobras que são permitidas.

Centro de Gravidade (CG). (GAMA) O ponto em que um avião se equilibraria se suspenso. Sua distância do datum de referência é determinada dividindo o momento total pelo peso total do avião. É o centro de massa da

aeronave, ou o ponto teórico em que todo o peso da aeronave está supostamente concentrado. Pode ser expresso em percentual de MAC (corda aerodinâmica média) ou em polegadas do datum de referência.

Centro de gravidade de peso vazio (EWCG). Este é o centro de gravidade da aeronave em condições vazias, contendo apenas os itens especificados no peso vazio da aeronave. Este CG é uma parte essencial do registro de peso e balanceamento da aeronave.

Centro de peso vazio da faixa de gravidade. A distância entre os limites de CG de peso vazio permitido e de ré.

Centro de sustentação. A localização ao longo da linha de cordas de um aerofólio em que todas as forças de sustentação produzidas pelo aerofólio são consideradas concentradas.

Centroide. A distância em polegadas atrás do datum do centro de um compartimento ou um tanque de combustível para fins de peso e balanceamento.

Certificado de tipo aprovado. Um certificado de aprovação emitido pela FAA para o projeto de uma aeronave, motor ou hélice.

Combustível mínimo. A quantidade de combustível necessária para uma meia hora de operação na configuração de potência máxima-continua do motor, que, para fins de peso e balanceamento, é de 1/2 galão em potência máxima exceto decolagem (METO). É a quantidade máxima de combustível que poderia ser usada em cálculos de peso e balanceamento quando o baixo combustível pode afetar negativamente as condições de balanceamento mais críticas. Para determinar o peso do combustível mínimo em libras, divida a potência METO por dois.

Combustível não utilizável. (GAMA) O combustível restante após a drenagem ter sido concluída de acordo com as normas governamentais.

Combustível residual. O combustível que permanece preso no sistema depois de drenar o combustível da aeronave com a aeronave em posição de voo nivelado. O peso deste

combustível residual é contado como parte do peso vazio da aeronave.

Combustível utilizável. (GAMA) O combustível disponível para o planejamento de voo.

Corda aerodinâmica média (MAC). A distância média do bordo de ataque para o bordo de fuga da asa.

Corda da asa. Uma distância em linha reta através de uma asa do bordo de ataque ao bordo de fuga.

Corda. Uma distância em linha reta através de uma asa do bordo de ataque ao bordo de fuga.

Cronograma de carregamento. Um método de calcular e documentar o peso e o balanceamento da aeronave antes do taxiamento para garantir que a aeronave permaneça dentro de todos os requisitos de peso e balanceamento necessários durante todo o voo

Datum referênciã. (GAMA) Um plano vertical imaginário a partir do qual todas as distâncias horizontais são medidas para fins de balanceamento.

Datum. Um plano ou linha vertical imaginária a partir da qual todas as medidas de braço são tomadas. O datum é estabelecido pelo fabricante. Uma vez que o datum tenha sido selecionado, todos os braços de momento e a localização da faixa do CG são medidos a partir deste ponto.

Delta (Δ). O símbolo grego " Δ " significa uma mudança em algo. ΔCG significa uma mudança de localização no centro da gravidade.

Eixo longitudinal. Uma linha imaginária através de uma aeronave do nariz a cauda, passando pelo centro de gravidade.

Envelope de momento CG. Uma área fechada em um gráfico do avião carregado peso e momento carregado. Se as linhas do peso e do momento carregado estiverem dentro deste envelope, o avião está devidamente carregado.

Envelope limite do CG. Uma área fechada em um gráfico do avião carregado e a localização do CG. Se as linhas do peso e da cruz do CG estão

dentro deste envelope, o avião está devidamente carregado.

Equilibrado lateralmente. Ser equilibrado de tal forma que as asas da aeronave tendem a permanecer niveladas.

Estação estrutural. Uma localização na aeronave, como um anteparo, que é identificada por um número projetando sua distância em polegadas ou por cento do MAC do datum. O datum é, portanto, identificado como estação zero. As estações e braços são idênticos. Um item localizado na estação +50 teria um braço de 50 polegadas.

Estação. (GAMA) Um local ao longo da fuselagem do avião geralmente dado em termos de distância do datum de referência.

Fator de carga. A razão da carga máxima que uma aeronave pode sustentar para o peso total da aeronave. As aeronaves de categoria normal devem ter um fator de carga de pelo menos 3,8; aeronaves da categoria utilitário, 4,4; e aeronaves de categoria acrobática, 6,0.

Fator de redução. Um número, geralmente 100 ou 1.000, pelo qual um momento é dividido para produzir um número menor que é menos provável de causar erros matemáticos ao calcular o centro de gravidade.

Folhas de dados de certificado tipo (TCDS). As especificações oficiais emitidas pela FAA para uma aeronave, motor ou hélice.

Fulcro. O ponto sobre o qual uma alavanca se equilibra.

Grande alteração. Uma alteração não listada nas especificações da aeronave, do motor da aeronave ou da hélice (1) que pode afetar consideravelmente o peso, o balanceamento, a força estrutural, o desempenho, a operação do motor, as características de voo ou outras qualidades que afetam a aeronavegabilidade; ou (2) que não é feito de acordo com as práticas aceitas ou não pode ser feito por operações básicas.

Índice de momento. O momento (peso do braço) dividido por um fator de redução.

Índice operacional básico. O momento do avião em seu peso operacional básico dividido pelo fator de redução adequado.

Interpolar. Determinar o valor dentro de uma faixa entre dois valores conhecidos.

Lastro permanente (lastro fixo). Um peso permanentemente instalado em uma aeronave para trazer seu CG para os limites permitidos. Lastro permanente faz parte do peso vazio da aeronave.

Lastro temporário. Pesos que podem ser transportados em um compartimento de carga de uma aeronave para mover a localização do CG para uma condição especificada. O lastro temporário deve ser removido quando a aeronave for pesada.

Lastro. Um peso instalado ou transportado em uma aeronave para mover o centro de gravidade para um local dentro de seus limites permitidos.

LEMAC. Bordo de ataque da corda aerodinâmica média. Um ponto de referência para medições, e especificado em polegadas do datum para permitir que os cálculos se relacionem em por cento do MAC com o datum.

Limites de momento versus envelope de peso. Uma área fechada em um gráfico de três parâmetros. A linha diagonal, representando o momento/100, cruza a linha horizontal, representando o peso na linha vertical, representando a localização do CG em polegadas atrás do datum. Se as linhas se cruzarem dentro do envelope, a aeronave está carregada dentro de seu peso e limites do CG.

Limites do CG. (GAMA) Os locais extremos do CG dentro dos quais a aeronave deve ser operada com um determinado peso. Esses limites são indicados em folhas de dados, especificações ou registros de peso e balanceamento do tipo de aeronaves pela FAA.

Linha traseira zero. Uma linha através do centro simétrico de uma aeronave do nariz para a cauda. Serve como o datum para medir os braços utilizados para determinar o CG lateral. Os momentos laterais que fazem com que a aeronave gire no sentido horário são positivos (+), e aqueles que a fazem girar no sentido anti-horário são negativos (-).

Lista de equipamentos. Uma lista de itens aprovados pela FAA para instalação em uma determinada aeronave. A lista inclui o nome, número da peça, peso e braço do componente. A instalação ou remoção de um item na lista de equipamentos é considerada uma pequena alteração.

MAC. Corda aerodinâmica média.

Manual de operação do piloto (POH). Um documento aprovado pela FAA publicado pelo fabricante de aeronaves que lista as condições de operação para um determinado modelo de aeronaves e seus motores.

Manual de Voo de Avião (AFM). Um documento aprovado pela FAA, elaborado pelo titular de um certificado de tipo para uma aeronave, que especifica as limitações operacionais e contém as marcas e cartazes necessários e outras informações aplicáveis aos regulamentos sob os quais a aeronave foi certificada

Mês do calendário. Um período de tempo usado pela FAA para certificação e fins cambiais. Um mês se estende de um determinado dia até meia-noite do último dia daquele mês.

Momento de deslocamento lateral. O momento, em libras polegadas, de uma força que tende a girar um helicóptero sobre seu eixo longitudinal. O momento de deslocamento lateral é o produto do peso do objeto e sua distância da linha de ponta zero. Os momentos de deslocamento lateral que tendem a girar a aeronave no sentido horário são positivos, e aqueles que tendem a rodá-la no sentido anti-horário são negativos.

Momento. Uma força que causa ou tende a fazer com que um objeto gire. É indicado pelo produto do peso de um item multiplicado pelo braço.

Momento. (GAMA) O produto do peso de um item multiplicado pelo braço. (Momento dividido por uma constante é usado para simplificar os cálculos de balanceamento reduzindo o número de dígitos; ver fator de redução.)

Óleo não drenável. O óleo que não drena de um sistema de lubrificação do motor quando a aeronave está na atitude normal do solo e a válvula de drenagem é deixada aberta. O peso do óleo não drenável é parte do peso vazio da aeronave.

PAX. A abreviação de passageiros.

Peso da frota. Um peso médio aceito pela FAA para aeronaves de fabricação e modelo idênticos que tenham o mesmo equipamento instalado. Quando um programa de controle de peso da frota está em vigor, o peso da frota da aeronave pode ser usado em vez de exigir que cada aeronave individual seja pesada.

Peso de combustível zero. O peso de uma aeronave sem combustível.

Peso de decolagem. O peso de uma aeronave pouco antes de começar o rolo de decolagem. É o peso da rampa menos o peso do combustível queimado durante a partida e o táxi.

Peso de pouso. O peso de decolagem de uma aeronave menos o combustível queimado e/ou despejado no caminho.

Peso de rampa. O peso zero de combustível mais todo o combustível utilizável a bordo.

Peso de tara. O peso de qualquer calço ou dispositivos que são usados para segurar uma aeronave na balança quando ela é pesada. O peso do calço deve ser subtraído da leitura da escala para obter o peso líquido da aeronave.

Peso líquido. O peso da aeronave menos o peso de calços ou outros dispositivos usados para segurar a aeronave na balança.

Peso máximo da rampa. (GAMA) O peso máximo aprovado para manobra de solo. Inclui peso de partida, táxi e combustível de decolagem.

Peso máximo de combustível zero. O peso máximo autorizado de uma aeronave sem combustível. Este é o peso total para um voo em particular menos o combustível. Inclui a aeronave e tudo o que é transportado no voo, exceto o peso do combustível.

Peso máximo de decolagem. (GAMA) O peso máximo aprovado para o início da decolagem.

Peso máximo de pouso. (GAMA) O peso máximo aprovado para o toque e pouso.

Peso máximo de táxi. O peso máximo aprovado para manobras terrestres. Isto é o mesmo que o peso máximo de rampa.

Peso máximo. O peso máximo autorizado da aeronave e de todos os seus equipamentos conforme especificado nas Folhas de Dados do Certificado de Tipo (TCDS) para a aeronave.

Peso operacional básico (BOW). O peso vazio da aeronave mais o peso da tripulação necessária, sua bagagem e outros itens padrão, como refeições e água potável.

Peso vazio básico. (GAMA) Peso vazio padrão mais equipamento opcional.

Peso vazio padrão. (GAMA) O peso de um avião padrão, incluindo combustível não utilizável, fluidos operacionais completos e óleo total.

Peso vazio. O peso da estrutura da aeronave, motores, todos os equipamentos permanentemente instalados, e combustível não utilizável. Dependendo da parte das regulamentações federais sob as quais a aeronave foi certificada, ou o óleo não drenável ou o reservatório completo de óleo estão incluídos.

Ponto de índice. Um local especificado pelo fabricante da aeronave a partir do qual são medidos braços usados em cálculos de peso e balanceamento. Braços medidos do ponto de índice são chamadas de braços de índice.

Por cento do MAC. A distância em polegadas do CG de LEMAC dividida pelo MAC. É um bom padrão para a localização de CG em aviões porque permite um programa padrão de peso e balanceamento para diferentes tipos de aviões.

Potência METO (máxima exceto decolagem HP). A potência máxima permitida produzida continuamente por um motor. A potência de decolagem é geralmente limitada a uma determinada quantidade de tempo, como 1 minuto ou 5 minutos.

Regulamento Aéreo Civil (CAR). O antecessor do Regulamento Federal de Aviação.

Restrição. Um operador criou e aprovou o envelope de carregamento operacional aprovado pela FAA que é mais restritivo do que o envelope CG do fabricante. Ele garante que a aeronave será operada dentro dos limites durante todas as fases do voo. A restrição normalmente é responsável, mas não se limita a, movimento de bordo de passageiros e tripulação, equipamentos de serviço, variação de carga, variação de assentos, etc.

Sensor de tensão. Um dispositivo que converte um fenômeno físico em um sinal elétrico. Sensores de tensão em um eixo de roda sentem a magnitude da força que o eixo desvia e criam um sinal elétrico que é proporcional à força que causou a deflexão

Sistema de alijamento de combustível. Um subsistema de combustível que permite que a tripulação alije combustível em uma emergência para reduzir o peso de uma aeronave ao peso máximo de pouso se um retorno ao pouso for necessário antes que o combustível suficiente seja utilizado. Este sistema deve permitir que o combustível suficiente seja lançado para que a aeronave ainda possa atender aos requisitos de subida especificados na parte 25 da CFR 14.

TEMAC. Bordo de fuga da corda aerodinâmica média.

Teto de serviço. A altitude mais elevada em que uma aeronave pode manter uma razão constante de subida de 100 pés por minuto.

Verificação de CG carregada adversa. Uma verificação de peso e balanceamento para determinar que nenhuma condição de carregamento legal de uma aeronave pode mover o CG para fora de seus limites permitidos.