

CAPÍTULO 3

PESO E BALANCEAMENTO DE AERONAVES

INTRODUÇÃO

A finalidade principal do controle do peso e balanceamento das aeronaves, é a segurança. Como finalidade secundária, podemos citar a maior eficiência durante o voo.

Um carregamento inadequado reduz a eficiência da aeronave com respeito ao teto, manobrabilidade, razão de subida, velocidade, e consumo de combustível; podendo ser motivo para interrupção de um voo, ou mesmo de seu cancelamento. Uma possível perda de vida e destruição de equipamento de valor, pode ser o resultado de uma estrutura sobrecarregada ou de uma modificação súbita na carga, com a consequente modificação nas características de voo.

O peso vazio e o correspondente centro de gravidade (c.g) de uma aeronave civil, deve ser determinado na época da homologação. O fabricante pode pesar a aeronave, ou pode preencher o registro de peso e balanceamento. O fabricante pode pesar apenas uma aeronave de cada dez que forem fabricadas; atribuindo às outras nove a média do peso e balanceamento, computado nas aeronaves efetivamente pesadas. A condição da aeronave no momento da determinação do peso vazio, deve ser tal, que possa ser facilmente repetida.

As aeronaves têm uma tendência de ganhar peso devido ao acúmulo de sujeira, graxa, etc., em áreas que não são facilmente acessíveis para lavagem e limpeza.

O peso ganho em dado período de tempo depende do funcionamento da aeronave, horas de voo, condições atmosféricas e o tipo de aeroporto em que ela opera. Por estes motivos é que se faz necessário refazer a pesagem da aeronave periodicamente. Nos casos de aeronaves usadas para transportes aéreos e taxi aéreo, este procedimento é exigido pelos regulamentos aeronáuticos. Esses regulamentos não exigem a pesagem periódica de aeronaves privadas. Normalmente elas são pesadas na época da homologação, ou depois de sofrerem qualquer alteração de grande porte, que possa afetar seu peso e balanceamento.

Embora a aeronave não precise ser pesada, ela deve ser carregada, de modo que os

limites máximos de peso e c.g. não sejam ultrapassados durante a operação.

As aeronaves de empresas aéreas (regulares ou não) que transportam passageiros ou carga, estão sujeitas a certos regulamentos, que exigem que seus proprietários apresentem provas de que elas estão sendo carregadas adequadamente, e que os limites de peso e balanceamento não estão sendo excedidos.

TEORIA DO PESO E BALANCEAMENTO

A teoria do peso e balanceamento é extremamente simples. Ela é a teoria da alavanca, que está em equilíbrio ou balanceada quando está em repouso sobre o fulcro, em posição nivelada.

A influência do peso depende diretamente de sua distância do fulcro. Para balancear a alavanca, o peso deve ser distribuído a fim de que o efeito de rotação seja o mesmo em ambos os lados do fulcro. De modo geral, o peso menor mais distante do fulcro tem o mesmo efeito que um peso maior mais próximo do fulcro. A distância entre o fulcro e qualquer objeto é chamado de braço da alavanca. O braço da alavanca multiplicado pelo peso do objeto nos dá o efeito de rotação em torno do fulcro. Este efeito de rotação é chamado de momento.

Similarmente, uma aeronave está balanceada se ela permanecer nivelada, suspensa por um ponto imaginário. Este ponto é a localização ideal de seu c.g. Uma aeronave balanceada não precisa permanecer perfeitamente nivelada, mas sua posição deve permanecer relativamente próxima desta. A obtenção deste balanceamento é apenas uma questão de se colocar as cargas, de modo que, o braço médio da aeronave carregada fique dentro da faixa do c.g.

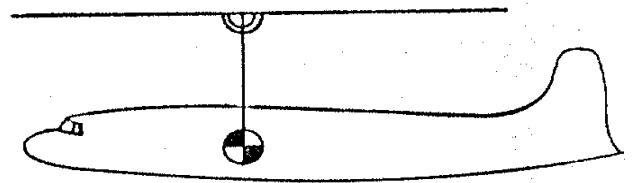


Figura 3-1 Aeronave Suspensa pelo seu Centro de Gravidade.

Comprovação matemática

O controle do peso e balanceamento consiste em comprovar matematicamente o peso, balanceamento e carregamento corretos dos limites especificados. Estes limites são apresentados nas especificações da aeronave. A instalação ou remoção de equipamentos modifica o peso vazio e o c.g. da aeronave; afetando, conseqüentemente, a carga útil na mesma proporção.

Os efeitos que tais modificações produzem no balanceamento de uma aeronave devem ser investigados, para que se possa determinar o efeito sobre as características de vôo de tal aeronave.

DADOS DE PESO E BALANCEAMENTO

Os dados de peso e balanceamento podem ser obtidos das fontes seguintes:

- a. especificações da aeronave;
- b. limitações operacionais da aeronave;
- c. manual de vôo da aeronave; e
- d. registro de peso e balanceamento da aeronave.

Em caso de perda dos registros de peso e balanceamento, e na impossibilidade de se obter uma cópia, a aeronave deve ser repesada. Novos registros de peso e balanceamento devem, então, ser computados e compilados.

TERMINOLOGIA

Ao se estudar o cômputo, controle e princípios de peso e balanceamento, é necessário conhecer o significado de alguns termos. A terminologia seguinte é usada na aplicação prática do controle de peso e balanceamento, devendo, portanto, ser estudada completamente.

Plano de Referência

O plano de referência é um plano vertical imaginário, a partir do qual, todas as medidas são tomadas horizontalmente para fins de balanceamento com a aeronave em atitude de vôo nivelado. Este plano está em ângulo reto em relação ao eixo longitudinal da aeronave.

Todas as localizações de equipamentos, tanques, compartimento de bagagem, assentos, motores, hélices, etc., estão incluídas nas especificações técnicas da aeronave, ou nas folhas de dados de certificação de tipo, com as respectivas distâncias em relação ao plano de referência.

Não existe uma regra fixa para a localização do plano de referência.

Na maioria dos casos ele está localizado no nariz da aeronave, ou em algum ponto da estrutura, estando em outros casos um pouco adiante do nariz da aeronave.

O fabricante pode localizar o plano de referência onde for melhor conveniente para a localização de equipamentos, medição, e computação do peso e balanceamento. A localização do plano de referência é indicada na maioria das especificações das aeronaves.

Em algumas aeronaves antigas, em que o plano de referência não é indicado, pode-se selecionar qualquer plano de referência que seja conveniente.

Entretanto, uma vez selecionado um plano de referência, ele deve ser adequadamente identificado, para que qualquer pessoa que leia os números não tenha dúvida quanto a sua localização. A figura 3-2 mostra algumas localizações de plano de referência usadas pelos fabricantes.

Braço

O Braço é a distância horizontal entre um equipamento e o plano de referência. O comprimento do braço é sempre dado ou medido em polegadas; e, exceto nos casos em que a localização seja exatamente sobre o plano de referência (0), ele é precedido do sinal positivo (+) ou negativo (-).

O sinal positivo indica uma posição para trás do plano de referência, e o sinal negativo indica uma posição adiante do plano de referência.

Se o fabricante escolher um plano de referência que esteja na posição mais dianteira da aeronave (ou alguma distância adiante da aeronave), todos os braços serão positivos.

A localização do plano de referência em qualquer outro ponto da aeronave resultará em alguns braços positivos (ou para trás do plano de referência), e outros braços negativos (ou adiante do plano de referência).

O braço de um item, normalmente é apresentado entre parênteses, imediatamente depois do nome ou peso do item, nas especificações da aeronave. Por exemplo: assento (+23). Quando tal informação não é fornecida, ela deve ser obtida, fazendo-se a medição.

A figura 3-3 apresenta uma ilustração do plano de referência, braço, c.g. e os limites dianteiro e traseiro do c.g.

Momento

O momento é o resultado da multiplicação de um peso pelo seu braço. O momento de um item em torno do plano de referência é obtido pela multiplicação do peso deste item, pela distância horizontal, entre este item e o plano de referência.

Da mesma forma, o momento de um item em torno do c.g. pode ser computado pela multiplicação de seu peso, e pela distância horizontal entre este item e o c.g.

Um peso de 20 libras localizado a 30 polegadas de distância do plano de referência teria um momento de 20×30 ou 600/lb.pol.

O sinal positivo ou negativo, que precede o valor de 600/lb.pol., vai depender de sua localização em relação ao plano de referência, ou de se tratar de remoção ao plano de referência, ou de se tratar de remoção ou instalação de item.

Qualquer peso adicionado à aeronave, em qualquer lado do plano de referência será positivo.

Qualquer peso removido será negativo. Ao se fazer a multiplicação de um peso por um braço, o momento resultante será positivo se os sinais forem iguais, ou negativo se os sinais forem desiguais.

Centro de Gravidade

O c.g. de uma aeronave é o ponto sobre o qual os momentos de nariz pesado, ou de cauda pesada, são exatamente iguais em magnitude.

Uma aeronave suspensa por este ponto, não deve ter tendência de rotação para qualquer dos lados do nariz ou da cauda. Este é o ponto no qual o peso da aeronave ou de qualquer objeto está concentrado.

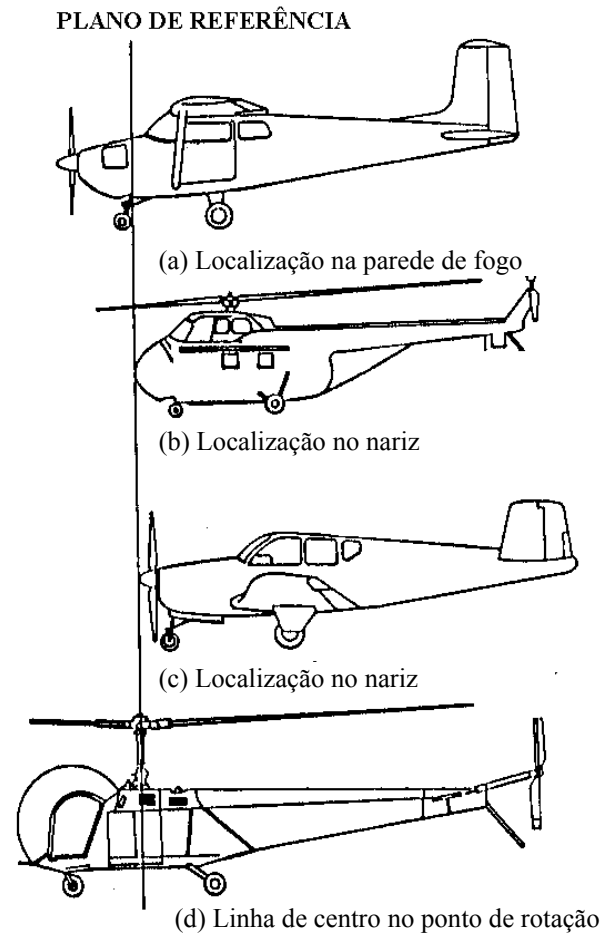


Figura 3-2 Várias localizações do Plano de Referência

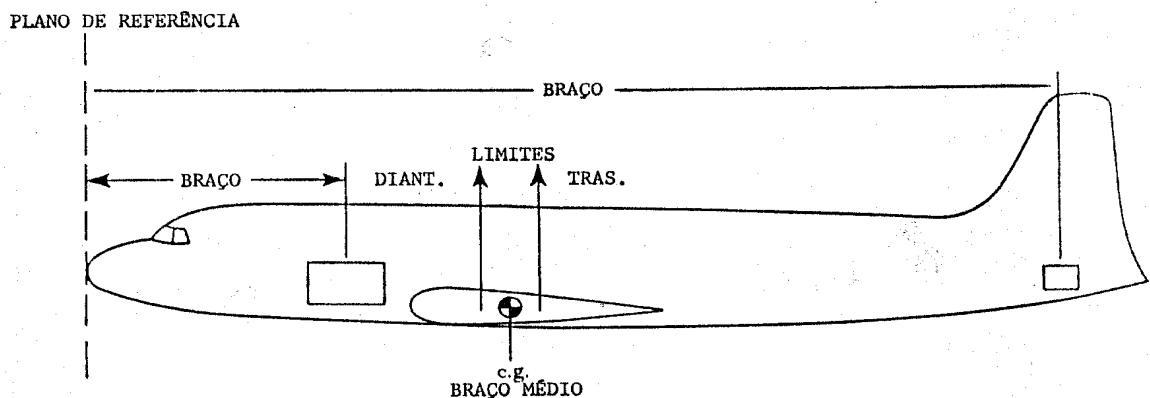


Figura 3-3 Plano de Referência, Braço, c.g. e Limites do c.g.

Peso Máximo

O peso máximo é o permitido de uma aeronave e seu conteúdo, e está indicado nas especificações. Para muitas aeronaves, existem variações no peso máximo permissível, dependendo da finalidade e condições em que deve ser operada.

Por exemplo, uma certa aeronave pode ter um peso bruto máximo permissível de 2750 lbs, quando voando em categoria normal; mas quando voando na categoria de utilitária, a mesma aeronave poderá ter um peso bruto máximo permissível de 2175 libras.

Peso Vazio

O peso vazio de uma aeronave inclui todos os equipamentos operacionais que possuem localização fixa e, que estejam realmente instalados na aeronave. Este peso inclui o peso da célula, grupo motopropulsor, equipamentos necessários, lastro fixo, fluido hidráulico, óleo e combustível residuais.

Óleo e combustível residuais são os fluidos que não são normalmente drenados, devido à sua localização nas linhas ou nos tanques e reservatórios. As informações referentes aos fluidos residuais nos sistemas da aeronave e, que devem ser incluídas no peso vazio, serão indicadas na Especificação da Aeronave.

Carga Útil

A carga útil da aeronave é determinada pela subtração do peso vazio do peso bruto máximo permissível. Para as aeronaves homologadas nas categorias normal e utilitária, deve haver duas cargas úteis nos registros de peso e balanceamento.

Uma aeronave com um peso vazio de 900 libras, terá uma carga útil de 850 libras se o peso máximo permissível para a categoria normal for de 1750 libras. Quando a aeronave for operada na categoria de utilitária, o peso bruto máximo pode ser reduzido para 1500 libras, com um decréscimo correspondente na carga útil para 600 libras. Algumas aeronaves possuem a mesma carga útil, independentemente da categoria em que foram homologadas.

A carga útil consiste do máximo de óleo, combustível, bagagem, piloto, co-piloto e membros da tripulação. A redução no peso de um

item, quando possível, poderá ser necessária para que a aeronave permaneça dentro do peso máximo permitido para a categoria em que estiver operando. A determinação destes pesos é chamada de verificação do peso.

Centro de Gravidade do Peso Vazio

O centro de gravidade do peso vazio, abreviado por CGPV, é o c.g. de uma aeronave em sua condição de peso vazio. Ele é parte essencial do registro de peso e balanceamento da aeronave. Por si, ele não tem qualquer utilidade, mas serve como base para outras computações, e não, como uma indicação do que será o c.g. carregado.

O CGPV é computado quando da pesagem da aeronave, utilizando-se fórmulas específicas para aeronaves com trem de nariz e para aeronaves com bequilha.

Passeio do Centro de Gravidade do Peso Vazio

O passeio do CGPV é uma variação permissível dentro dos limites do c.g. Quando o CGPV da aeronave cai dentro desta faixa, fica impossível exceder os limites do CGPV utilizando-se os arranjos de carregamento da especificação padrão. Nem todas as aeronaves possuem estas faixas especificadas em suas Folhas de Dados de Certificação de Tipo. Quando indicada, a faixa somente é válida se a aeronave for carregada conforme a especificação padrão. A instalação de itens não listados na especificação padrão não permite a utilização desta faixa.

Passeio do Centro de Gravidade Operacional

O passeio do c.g. operacional é a distância compreendida entre os limites dianteiro e traseiro do c.g., indicado na Especificação da Aeronave ou nas Folhas de Dados de Certificação de Tipo. Estes limites, determinados durante as fases de projeto e fabricação, são posições extremas do c.g. carregado permissíveis, aplicáveis dentro dos regulamentos que controlam o projeto da aeronave. Estes limites são apresentados em porcentagem da CAM (Corda Aerodinâmica Média) ou em polegadas de distância do plano de referência.

A localização do c.g. da aeronave carregada deve permanecer dentro destes limites em

qualquer tempo. A aeronave apresenta instruções detalhadas para a determinação da distribuição de carga através de letreiros, inscrições, cartas de carregamento e reguladores de carga.

Corda Aerodinâmica Média - CAM

CAM é a corda média da asa. A secção transversal da asa, (do bordo de ataque ao bordo de fuga é uma secção de aerofólio).

Uma corda é uma linha imaginária traçada paralela ao aerofólio, do bordo de ataque ao bordo de fuga da secção, a CAM de uma asa de corda constante seria o mesmo que a corda real da asa.

Qualquer desvio do plano retangular da asa afetará o comprimento da CAM e a distância resultante entre o bordo de ataque da CAM e o bordo de ataque da asa da aeronave.

A figura 3-4 mostra a CAM para uma aeronave com asa enflechada.

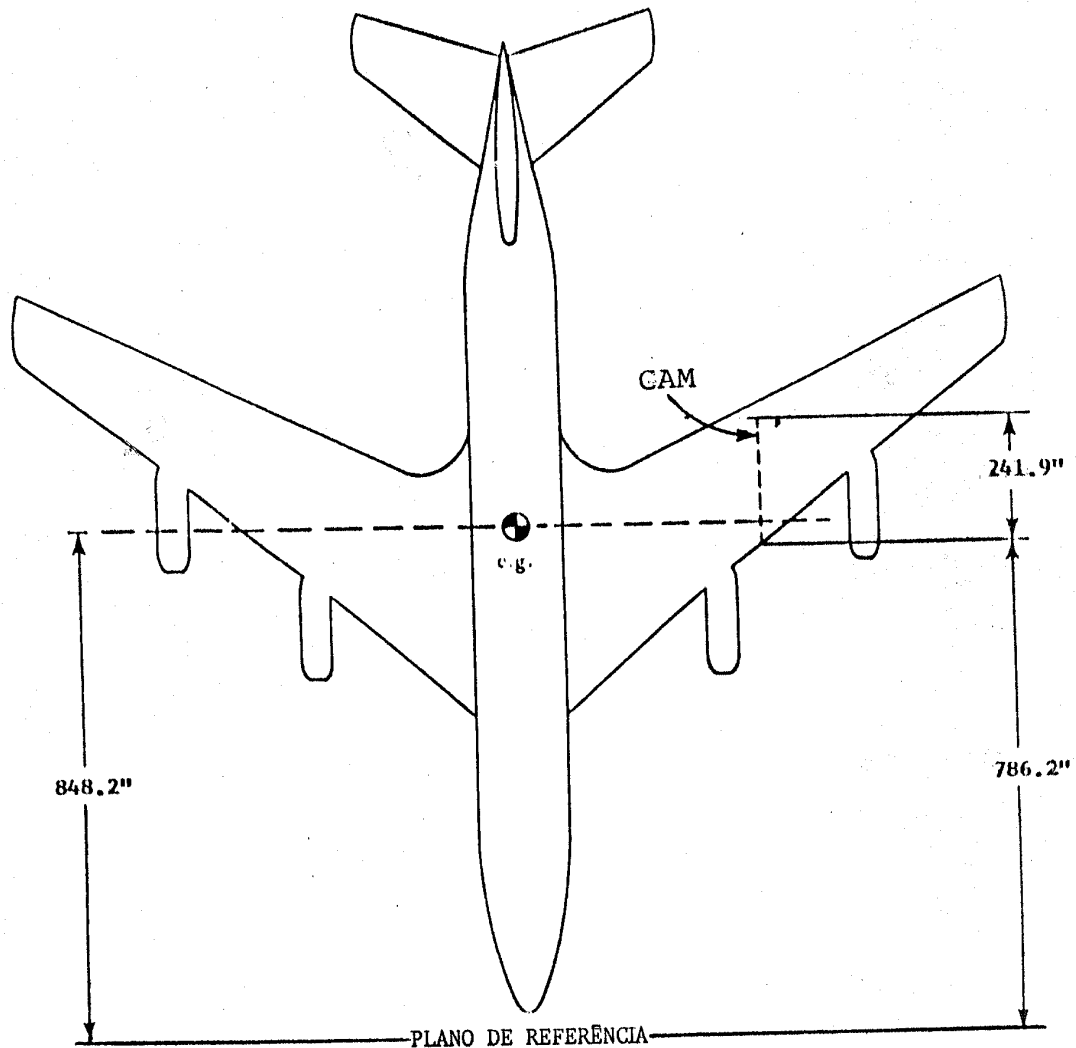


Figura 3-4 O c.g. mostrado em relação à corda aerodinâmica média.

O c.g. da aeronave normalmente é colocado na posição dianteira máxima do centro de pressão da CAM, para que se obtenha a estabilidade desejada. Devido à relação existente entre a localização do c.g. e os momentos produzidos pelas forças aerodinâmicas, sendo a sus-

tentação o maior deles, a localização do c.g. normalmente é expresso em relação à asa. Isto é feito especificando-se o c.g. em porcentagem da CAM da asa.

A localização da CAM, em relação ao plano de referência, é fornecida nas Especifica-

ções da Aeronave ou nas Folhas de Dados de Certificação de Tipo; no Registro de Peso e Balanceamento; ou no Manual de Vôo da Aeronave.

Computa-se a localização do c.g. em porcentagem da CAM como segue:

- (1) Encontra-se a diferença existente na distância entre o ponto de localização do c.g. do peso vazio e o plano de referência; e a distância entre o bordo de ataque da CAM e o plano de referência.
- (2) Divide-se a diferença pelo comprimento da CAM.
- (3) Multiplica-se o resultado por 100.
- (4) O resultado final é então expresso em porcentagem.

A figura 3-5 apresenta um exemplo de problema que utiliza a equação para o cômputo da porcentagem da CAM.

Meios de Nivelamento da Aeronave

Existem pontos de referência para o nivelamento da aeronave no solo. Estes pontos são determinados pelo fabricante e são indicados nas Especificações da Aeronave.

O procedimento mais comum de nivelamento é executado, colocando-se um nível de bolha em pontos determinados na estrutura da aeronave.

Algumas aeronaves possuem escalas especiais de nivelamento, construídas na estrutura da célula.

Essas escalas são usadas com um prumo para nivelar a aeronave longitudinal e lateralmente.

Pontos de Pesagem

Ao se fazer a pesagem de uma aeronave, o ponto sobre a balança, na qual o peso está concentrado, é chamado de ponto de pesagem.

Ao se fazer a pesagem de aeronaves leves e médias, as rodas são normalmente colocadas sobre as balanças.

Isto significa que o ponto de pesagem é de fato o mesmo ponto obtido ao se esticar uma linha verticalmente ao longo da linha de centro do eixo, até atingir a balança.

Outros pontos estruturais, capazes de suportar a aeronave, tais como os pontos de apoio dos macacos na longarina principal, também podem ser usados se o peso da aeronave estiver apoiado nos pontos de apoio dos macacos.

Os pontos de pesagem devem ser indicados com clareza nos registros de peso e balanceamento da aeronave.

Peso de Combustível Zero

O peso de Combustível Zero é o peso máximo permissível de uma aeronave carregada sem combustível. No peso de combustível está incluído o peso da carga, dos passageiros e da tripulação. Todos os pesos que excederem o peso de combustível zero, devem consistir de combustível utilizável.

Combustível Mínimo

O termo combustível mínimo, não deve ser interpretado como a quantidade mínima de combustível necessária para voar uma aeronave. Combustível mínimo, tal como aplicado em peso e balanceamento, é a quantidade que deve ser apresentada no relatório de peso e balanceamento, quando a aeronave é carregada para uma verificação de condição extrema.

Carga de combustível mínimo, para uma aeronave pequena, com motor convencional, para fins de balanceamento, é baseada na potência do motor. Ela é calculada em termos de potência máxima, exceto para decolagem, e é utilizada quando a carga de combustível tem que ser reduzida para a obtenção do carregamento mais crítico, no limite do c.g., que estiver sendo investigado. Duas fórmulas podem ser utilizadas:
Fórmula 1:

Combustível mínimo = $1/12$ galões por cavalo de potência.

$hp \times 1/12 \times 6 \text{ lbs.}$

$1200 \times 1/12 \times 6 = 600$ libras de combustível.

Fórmula 2:

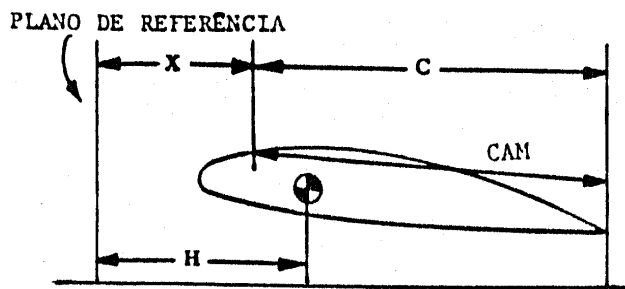
Combustível mínimo = $1/2$ lb. por cavalo de potência do motor.

$hp \times 1/2 =$ combustível mínimo.

$1200 \times 1/2 = 600$ libras de combustível.

Essa será a menor quantidade de libras de combustível, necessária para a verificação do peso dianteiro ou traseiro.

Para as aeronaves com motor a turbina, a carga de combustível mínimo é especificada pelo fabricante da aeronave.



H = Distância entre o plano de referência e o CGPV = 170 polegadas

X = Distância entre o plano de referência e o bordo de ataque da CAM = 150 polegadas.

C = Comprimento da CAM = 80 polegadas.

c.g. em porcentagem da CAM:

$$\frac{H-X}{C} \times 100\% \text{ da CAM} = \frac{170-150}{80} \times 100 =$$

$$\frac{20}{80} \times 100 = 25\%$$

Figura 3-5 Cálculo da Porcentagem da CAM.

A localização do tanque de combustível, em relação ao limite do c.g. afetado pela computação, determina a utilização do combustível mínimo.

Por exemplo, ao se fazer uma verificação do peso dianteiro, se os tanques de combustíveis estiverem localizados adiante do limite dianteiro do c.g., eles são considerados como se estivessem cheios.

Se eles estiverem localizados para trás do limite dianteiro do c.g., eles devem ser considerados como se estivessem vazios.

Se a quantidade mínima de combustível necessária para uma certa aeronave exceder a capacidade dos tanques localizados, adiante do limite dianteiro do c.g., o excesso de combustível deverá ser colocado nos tanques que estiverem para trás do limite dianteiro do c.g.

Ao se fazer a verificação de um peso dianteiro, as condições de carregamento de combustível são opostas àquelas usadas para a verificação dianteira.

Óleo Total

O óleo total é a quantidade de óleo, apresentada como a capacidade de óleo nas Especificações da Aeronave.

Ao se fazer a pesagem de uma aeronave, o tanque de óleo poderá conter a quantidade de galões de óleo especificada, ou pode ser drenado.

Ao se fazer a pesagem de uma aeronave com o tanque de óleo cheio, o peso do óleo deve ser subtraído da leitura obtida para se chegar ao peso vazio real.

O relatório de peso e balanceamento deve indicar se os pesos incluem o óleo ou se o óleo foi drenado.

Tara

A tara inclui os pesos de todos os itens extras; tais como macacos e calços, sobre a plataforma da balança de pesagem; exceto o peso do item que estiver sendo pesado.

O peso desses itens, quando incluídos na leitura da balança, deve ser deduzido para se obter o peso real da aeronave.

PROCEDIMENTOS DE PESAGEM DA AERONAVE

Antes de iniciar o estudo do procedimento de pesagem da aeronave, ou antes de tentar fazer a pesagem real de uma aeronave, é necessário familiarizar-se com as informações de peso e balanceamento existentes nas Especificação da Aeronave ou nas folhas de Dados de Certificação de Tipo.

A especificação para aeronave EMB-200 (IPANEMA), foi reproduzida integralmente na figura 3-6.

Alguns itens precisam de explicação; outros são auto-explicativos.

A designação "L1P" é lida como "Avião Monomotor Convencional", conforme classificação baseada na tabela abaixo:

A - Anfíbio
L - Avião
S - Hidroavião
H - Helicóptero
LO e LOD - Planador

1 - Monomotor
2 - Bimotor
3 - Trimotor
4 - Quadrimotor

P - Convencional
T - Turboélice
J - Jato

Uma vez que o plano de referência e os meios de nivelamento estão diretamente ligados ao peso e balanceamento, eles devem ficar entre os primeiros itens consultados ao se fazer o planejamento da operação de balanceamento.

Embora a localização e o tipo de trem de pouso não sejam mostrados na figura 3-6, estas informações são apresentadas na Especificação da Aeronave, nas Folhas de Dados de Certificação de Tipo e no Manual de Manutenção.

A localização das rodas tem um significado importante, uma vez que possa ser usado como uma duplicação da verificação das medidas realmente tomadas, ao se fazer a pesagem.

Pesagem da Aeronave

A pesagem de uma aeronave é uma fase muito importante de sua manutenção e, portanto, deve ser executada com precisão. Uma preparação bem feita economiza tempo e evita erros.

Para começar, monte todos os equipamentos tais como:

1. Balanças, equipamentos de içamento, macacos e equipamentos de nivelamento.
2. Calços e sacos de areia para manutenção da aeronave sobre as balanças.
3. Régua, nível de bolha, prumos, giz e uma trena.

4. Especificações aplicáveis da aeronave; e os formulários de computação de peso e balanceamento.

Se possível, a aeronave deve ser pesada em um hangar fechado, onde não haja corrente de ar que possa causar leituras incorretas das balanças.

A pesagem ao ar livre é permissível, se o vento e a umidade estiverem em níveis negligenciáveis.

Preparação da Aeronave para Pesagem

Devemos drenar o sistema de combustível até que a indicação de quantidade seja zero, com a aeronave em atitude nivelada.

Se for deixada qualquer quantidade de combustível nos tanques, o peso da aeronave será maior e todos os demais cálculos de carga útil e de balanceamento serão afetados.

Somente o combustível não utilizável (combustível residual) é considerado como sendo parte do peso vazio da aeronave.

As tampas dos tanques de combustível devem estar colocadas em seus lugares, ou tão próximo quanto possível deles, de modo que a distribuição de peso seja correta.

Em casos especiais a aeronave pode ser pesada com os tanques cheios de combustível, desde que se disponha de meios a determinar o peso exato do combustível.

Sempre é bom consultar as instruções do fabricante da aeronave para saber se ela deve ser pesada com os tanques de combustível cheios ou vazios.

Se possível, drenar todo o óleo do reservatório.

O sistema deve ser drenado com todas as válvulas de dreno abertas. Nestas condições, a quantidade de óleo que permanecer nos tanques, nas linhas ou no motor, será considerada como óleo residual e, será incluída no peso vazio.

Se a drenagem for impraticável, os tanques de óleo devem ser completamente cheios.

A posição de itens, tais como spoilers, slats, flapes e sistemas de rotor de helicópteros é um fator importante na pesagem das aeronaves.

Não esquecer de consultar sempre as instruções do fabricante para se determinar a posição correta desses itens

**MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA
DEPARTAMENTO DE PESQUISAS E DESENVOLVIMENTO
CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL**

ESPECIFICAÇÃO DE AERONAVE Nº EA - 7104

Detentor do CHT:

INSTRUTOR AERONÁUTICA NEIVA S/A

Rua Nossa Senhora de Fátima, 360 - Caixa Postal 10 - 18600 - BOTUCATU – SP

<p>EA - 7104 -5 FOLHA 1 NEIVA</p> <p>EMB-200 EMB-200A EMB-201 EMB-201A EMB-202 NOVEMBRO 1992</p>
--

MODELO EMB-200 (IPANEMA), HOMOLOGADO EM DEZEMBRO DE 1971.

MOTOR - 1 Lycoming 0-540-H2B5d

COMBUSTÍVEL - Gasolina de aviação, mínimo de 100/130 octanas.

LIMITES DO MOTOR - 260 BHP a 2700 RPM (N.M.) para todas as operações.

HÉLICES E SEUS LIMITES - 1 Mc Cauley 1A-200/FA8452. Diâmetro: 2130mm (não é permitida redução no diâmetro).

PASSEIO DO C.G. VAZIO - Não há.

PESO MÁXIMO - 1550 kgf

NÚMERO DE ASSENTOS - 1 (entre + 1400mm e + 1600 mm).

CARGA MÁXIMA NO TANQUE DE PRODUTOS - 550 kgf a + 252mm.

LIMITES DE OPERAÇÃO - (Velocidades calibradas). Velocidade nunca exceder (Vne): 360 km/h (165 nós) (190 mph). Velocidade cruzeiro estrutural máxima (Vno): 241 km/h (130 nós) (150 mph). Velocidade máxima de manobra (VA): 225 km/h (121 nós) (140 mph). Velocidade máxima com flapes abaixados (Vfe): 160 km/h (87 nós) (99 mph).

PASSEIO DO C.G. - + 272mm a + 328 mm para 1550kgf. + 272mm a + 352mm para 950 kgf. Variação linear os pontos considerados.

CAPACIDADE DE COMBUSTÍVEL - 230 litros (2 tanques de 115 litros a + 284mm).

CAPACIDADE DE ÓLEO - 11,35 litros no reservatório do motor (- 1380 mm).

ALTITUDE MÁXIMA DE OPERAÇÃO - 3500 M

NÚMERO DE SÉRIE DO FABRICANTE - 200001 até 200049.

Figura 3-6 Exemplo de Especificação de Aeronave.

A menos que seja especificado de outra forma, nas Especificações da Aeronave ou nas instruções do Fabricante, os reservatórios e sistemas hidráulicos devem estar cheios.

Os reservatórios de água potável e os tanques dos lavatórios devem ser drenados; e os tanques de óleo dos dispositivos de acionamento de velocidade constante devem ser enchidos. A verificação da aeronave deve ser feita a fim de nos certificarmos de que todos os itens incluídos

no peso vazio homologado foram instalados no lugar correto. Também devemos remover os itens que não são normalmente levados em vôo, e verificar o compartimento de bagagem para que nenhum objeto permaneça em seu interior.

Reinstalar todas as portas de acesso, tampas dos reservatórios de óleo e dos tanques de combustível, tampas da caixa de junção, capôs, portas, saídas de emergência e outras peças que tenham sido removidas.

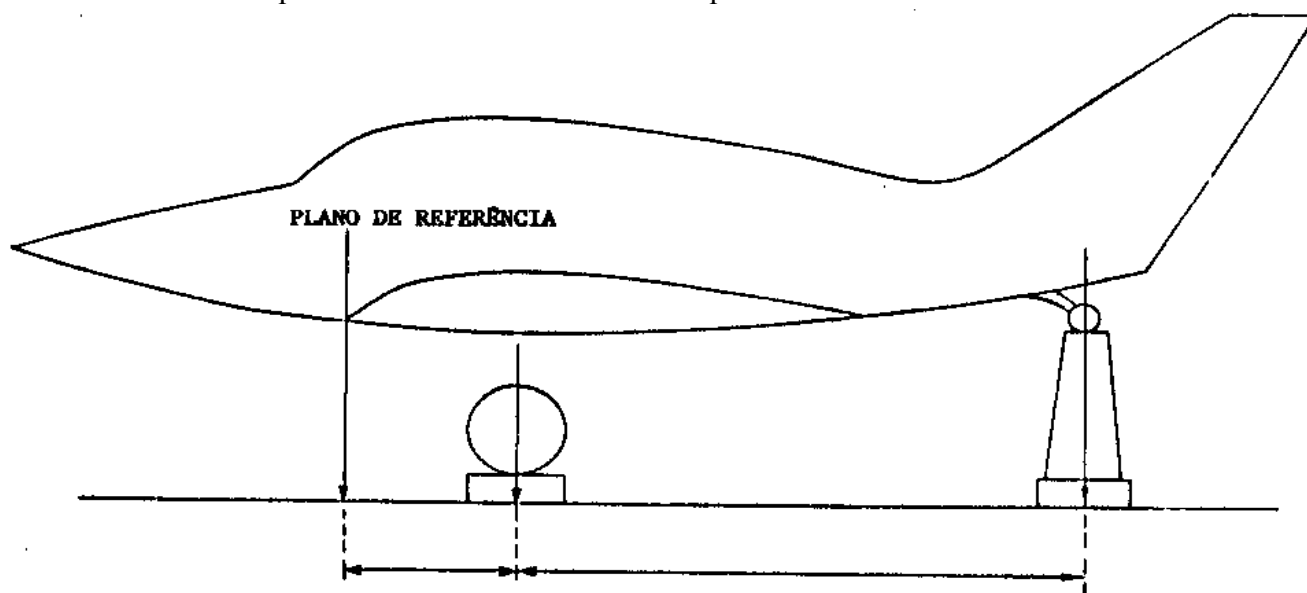


Figura 3-7 Distância entre o Ponto de Pesagem Principal, Plano de Referência e o Ponto de Pesagem Traseiro.

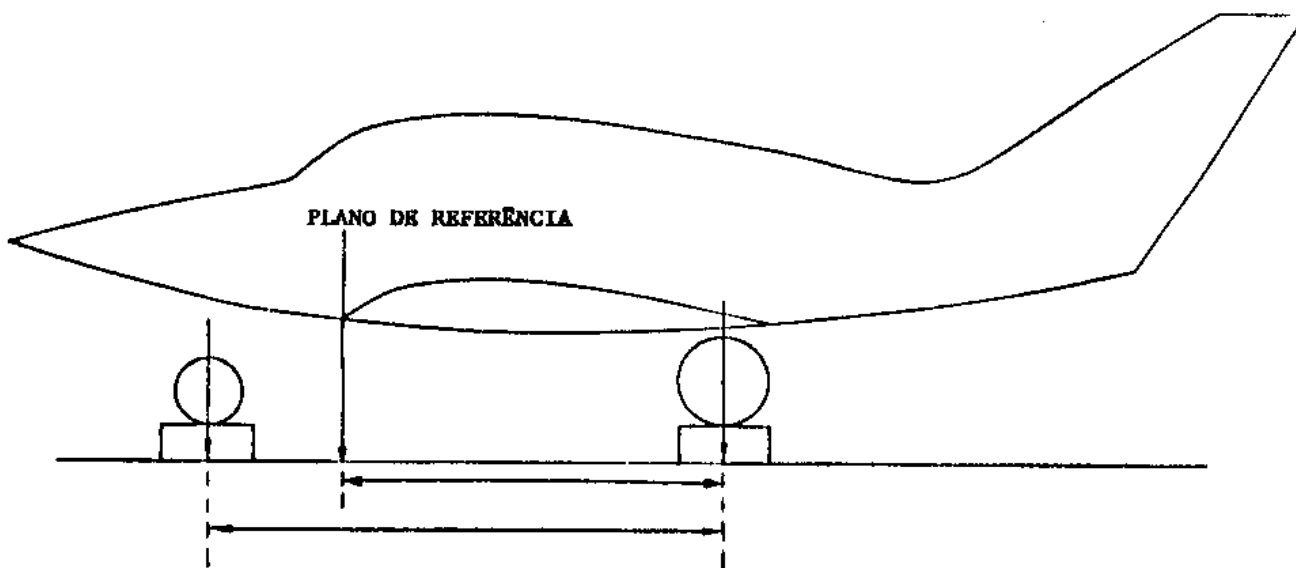


Figura 3-8 Distância entre o Ponto de Pesagem Principal, Plano de Referência e o Ponto de Pesagem Localizado no Nariz

Todas as portas, janelas e capotas corre-danças devem estar em sua posição normal de vôo. Remova da aeronave qualquer excesso de sujeira, óleo, graxa e umidade.

Calibre adequadamente zere e utilize as balanças de pesagem conforme as instruções do fabricante. Algumas aeronaves são pesadas com as rodas fora das balanças, mas com as balanças

colocadas nos pontos de colocação dos macacos, ou em pontos especiais de pesagem.

Independentemente das previsões existentes para colocação da aeronave sobre macacos ou sobre balanças, todo cuidado para que ela não caia, é imprescindível, senão assim a aeronave ou o equipamento ficarão danificados.

Ao se fazer a pesagem da aeronave com as rodas colocadas sobre as balanças, freios soltos para reduzir a possibilidade de uma leitura incorreta provocada por cargas laterais sobre as balanças.

Todas as aeronaves possuem pontos ou alças de nivelamento, e todo cuidado deve ser tomado para se fazer o nivelamento da aeronave, especialmente ao longo de seu eixo longitudinal.

Nas aeronaves leves de asa fixa, o nivelamento lateral não é tão crítico quanto nas aeronaves mais pesadas. Entretanto, deve-se fazer um esforço para nivelar os aviões leves em torno de seu eixo lateral. A precisão do nivelamento longitudinal é de suma importância.

Medições

A distância entre o plano de referência e a linha de centro do ponto de pesagem principal; e a distância entre o ponto de pesagem principal; e a linha de centro do ponto de pesagem da cauda (ou do nariz), devem ser conhecidas para que se possa determinar o c.g., relativo ao ponto de pesagem principal e o plano de referência.

Um exemplo de medição da distância entre o ponto de pesagem principal e o plano de referência; e da distância entre o ponto de pesagem principal e o ponto de pesagem da cauda; é apresentado na figura 3-7. A figura 3-8 apresenta um exemplo de medição das distâncias entre o ponto de pesagem principal e o plano de referência; e o ponto de pesagem principal e o trem de nariz.

Essas distâncias podem ser calculadas, usando-se as informações fornecidas nas Especificações da Aeronave ou nas Folhas de Dados de Certificação de Tipo, entretanto sempre será necessário determiná-las através de medições.

Depois que a aeronave for colocada sobre as balanças, e nivelada (Fig. 3-9), coloca-se os prumos no plano de referência no ponto da pesagem principal e no ponto de pesagem de cauda, ou no nariz, de modo que as pontas dos prumos toquem o piso.

Uma marca de giz no piso, no ponto de contato deve ser feita. Se desejável, pode-se traçar uma linha com giz, unindo as marcas que foram feitas. Isto fornecerá um padrão claro das distâncias dos pontos de pesagem e suas localizações em relação ao plano de referência.

Registramos os pesos indicados em cada balança, e fazemos as medições necessárias com a aeronave nivelada. Depois que todos os pesos e distâncias forem medidos e registrados, a aeronave pode ser removida das balanças.

Pesar a tara, e deduzir seu peso da leitura da balança em cada ponto de pesagem, onde ela esteja envolvida.

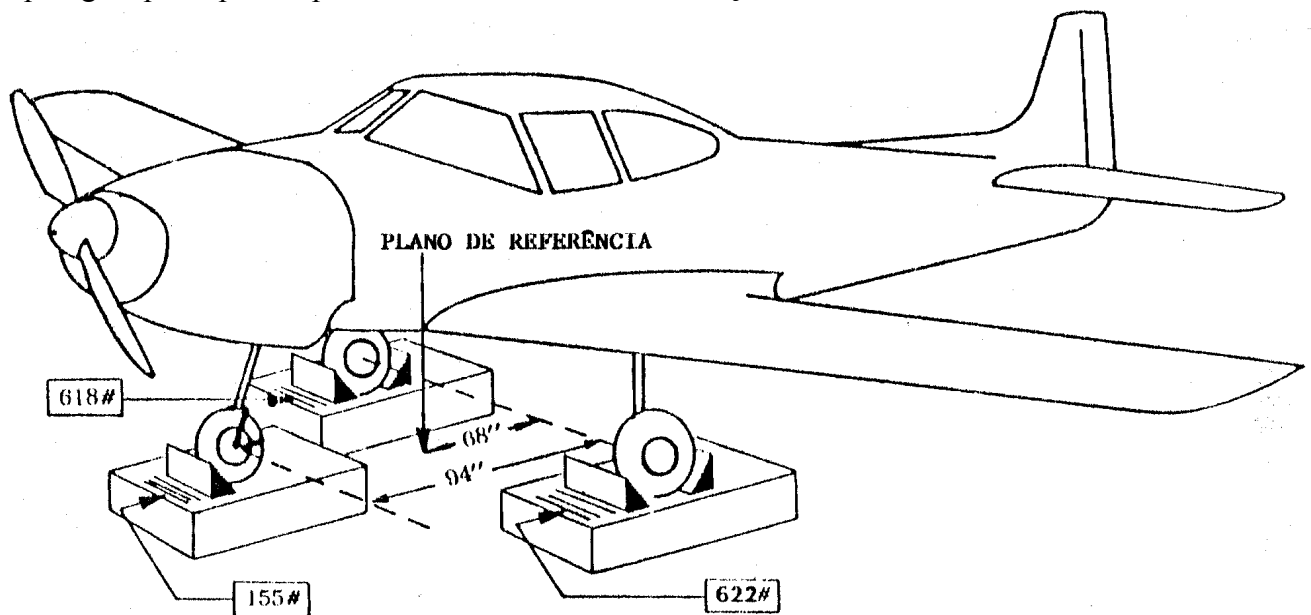


Figura 3-9 Pesagem de uma aeronave com a utilização de Balanças de Plataforma.

Cômputo do Balanceamento

Para se obter o peso bruto e a localização do c.g. de uma aeronave carregada, primeiramente determinamos o peso vazio e a localização do CGPV.

Depois que estes dados são conhecidos, fica mais fácil o cômputo do efeito do; combustível, passageiros, carga e dos pesos consumíveis; na medida em que eles forem adicionados. Isto é feito, somando todos os pesos e momentos destes itens adicionais, e refazendo o cálculo do c.g. para a aeronave carregada.

As leituras das balanças e as medidas registradas no formulário de exemplo apresentado na figura 3-10 fornecem uma base para os exemplos de cômputo de peso vazio e c.g. do peso vazio.

Peso Vazio

O peso vazio de uma aeronave é determinado, adicionando-se o peso líquido em cada ponto de pesagem. O peso líquido é a leitura real da balança menos a tara.

Ponto de Balança de Pesagem	Leitura da Balança	Tara (lbs)	Peso Líquido (lbs)
Trem Principal Esquerdo	622,00	-5,00	617,00
Trem Principal Direito	618,00	-4,00	614,00
Trem de Nariz	155,00	-3,00	152,00
Total			1.383,00

Isto nos dá o peso da aeronave, tal como pesado.

C.G. do Peso Vazio

A localização do C.G. é determinada através do uso progressivo de fórmulas. Primeiramente calculamos os momentos totais através da fórmula seguinte:

$$\text{Momento} = \text{Braço} \times \text{Peso}$$

Ponto de Pesagem	Peso Líquido (Lbs)	Braço (Pol.)	Momento (Lb.pol.)
Trem Principal Esquerdo	617,00	68"	41956,0
Trem Principal Direito	614,00	68"	41752,0
Trem de Nariz	152,00	-26"	-3592,0
Total	1383,0		79756,0

Depois dividimos a soma dos momentos pelo total de pesos envolvidos:

$$c.g. = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}} = \frac{79756,0}{1383} = 57,67 \text{ pol.}$$

Conseqüentemente, o c.g., tal como pesado, está a 57,67 polegadas do plano de referência.

Uma vez que a aeronave foi pesada com os tanques de óleo cheios, será necessário remover o óleo para se obter o peso vazio e c.g. do peso vazio.

ITEM	Peso Líquido	Braço	Momento
Aeronave total como pesada, menos 8 galões de óleo a 7,5 libras por galão.	1383,0 -60,0	57,67 -30,0	79756,0 1800,0
Peso vazio e momento da aeronave	1323,0		81556,0

Usando novamente a fórmula:

$$c.g. = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}} = \frac{81556,0}{1323} = 61,64 \text{ pol.}$$

O CGPV está localizado a 61,64 polegadas para trás do plano de referência

FORMULÁRIO DE PESAGEM

FABRICANTE: ROTARY MODELO: A SÉRIE: 0242 Nº 411

LOCALIZAÇÃO DO PLANO DE REFERÊNCIA - Bordo de Ataque da Asa na raiz.

Aeronave pesada com total de óleo.

1. O ponto de pesagem principal está localizado (-..." adiante) (+68" para trás) do plano de referência.
2. O ponto de pesagem da cauda ou do nariz está localizado a (-26" adiante) (+..." para trás) do plano de referência.

	Ponto de Pesagem	Leitura da Balança	- Tara	= Peso Líquido	+ Braço	= Momento
3.	Trem de Pouso Principal Esquerdo	622,00	- 5,00	617,00	68"	41.956
4.	Trem de Pouso Principal Direito	618,00	- 4,00	614,00	68"	41.752
5.	Sub-Total	1.240,00	- 9,00	1.231,00	68"	83.708
6.	Bequilha ou Trem de Nariz	155,00	- 3,00	152,00	26"	- 3.952
7.	Total como Pesado	1.395,00	- 12,00	1.383,00	57,67	79.756

Espaço reservado para a listagem de itens quando a aeronave não é pesada vazia.

	ITEM	Peso Líquido	Braço	Momento
8.	óleo - 8 galões a 7,5 libras por galão	- 60	- 30	1.800
9.	Peso Vazio e C.G. da Aeronave	1.323	61.64"	81.556

Peso Bruto: 1773 libras

Carga útil: 450 libras

Computado por: Frank Stein

Nº da Carteira do DAC: CAT I 171

Figura 3-10 Exemplo de Formulário de Pesagem.

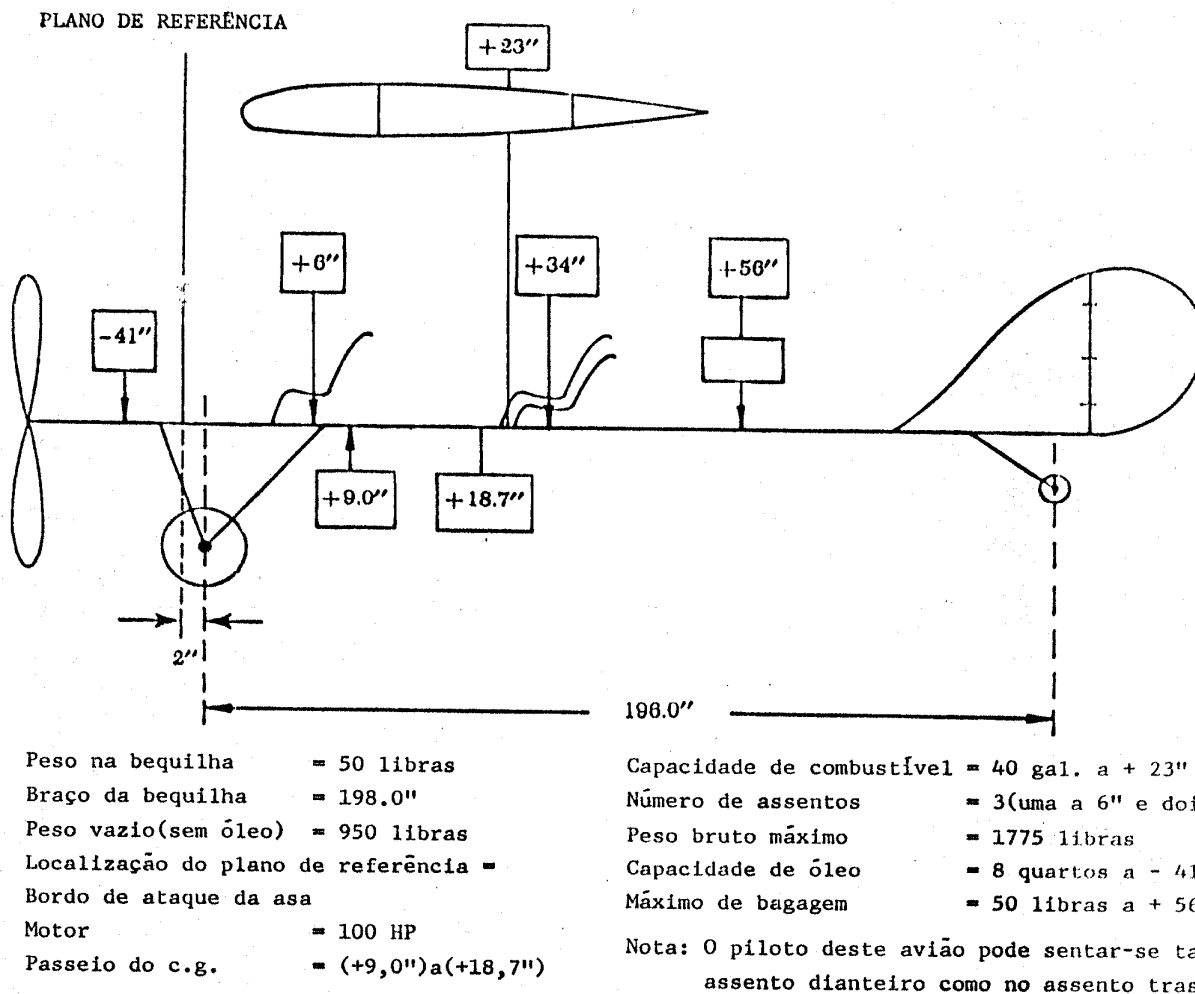


Figura 3-11 Diagrama Esquemático para a Verificação de Peso e Balanceamento Dianteiro.

Conforme mostrado nas Especificações da Aeronave, o peso bruto máximo permissível é de 1773 lbs.

Subtraindo o peso vazio da aeronave deste número, determina-se a carga útil como sendo de 450 libras.

CONDIÇÕES EXTREMAS DE PESO E BALANCEAMENTO

As condições extremas do peso e balanceamento, representam as posições dianteira e traseira máximas do c.g. da aeronave.

Uma aeronave tem certos pontos fixos, dianteiro e traseiro, além dos quais o c.g. não deve passar em nenhum momento durante o voo.

Deve-se fazer uma verificação para certificar-se de que o c.g. não ultrapassará os limites quando a tripulação, passageiros, carga e pesos consumíveis são adicionados ou removidos. Se estes limites, forem ultrapassados e a

aeronave for voada nesta condição, ela poderá sofrer estabilidade insuficiente com a consequente dificuldade de controlá-la.

As verificações de carregamento são uma tentativa de carregar uma aeronave, de modo a criar a condição de balanceamento mais crítica, e ainda mantê-la dentro dos limites do c.g. do projeto da aeronave.

Deve-se notar que, quando o CGPV cai dentro da faixa de CGPV, não é necessário executar uma verificação de peso e balanceamento dianteiro ou traseiro.

Em outras palavras; é impossível carregar uma aeronave, de modo a exceder os limites do c.g., desde que o carregamento padrão e arranjo dos assentos sejam utilizados.

Verificação de Peso e Balanceamento Dianteiro

Para a execução desta verificação, serão necessárias as informações seguintes:

1. O peso, braço e momento da aeronave vazia.
2. Os pesos, braços e momentos máximos dos itens de carga útil que estejam localizados adiante do limite dianteiro do c.g.
3. Pesos, braços e momentos máximos dos itens de carga útil que estejam localizados para trás do limite dianteiro do c.g.

O exemplo, apresentado na figura 3-11, introduz um método de condução da verificação de condição extrema. Esse método facilita visualizar exatamente onde os pesos dos vários arranjos de carregamento estão distribuídos, e como eles afetam a localização do c.g.

Utilizando os dados apresentados na figura 3-11, determine se a aeronave pode ser carregada, de modo a fazer com o que o c.g. ultrapasse os limites.

Passo 1: Carregue o avião da seguinte forma:

Óleo - 8 quartos a -41 pol. = (15 lbs) (41 pol.)
 Piloto - 170 lbs a +6 pol. = (170 lbs) (+6 pol.)
 Mínimo de combustível - 50 lbs. a +23 pol. = (50,0 lbs) (+23 pol.)

Sem passageiros
 Sem bagagem

Encha os tanques de combustível que estiverem adiante do limite dianteiro. Se os tanques de combustível estiverem para trás do limite dianteiro, use o mínimo necessário de combustível.

Passo 2: Totalize todos os pesos e momentos

ITEM	Peso (Lbs)	Braço (Pol.)	Momento (Lbs.Pol.)
Peso vazio da aeronave	950,00	+12,3	+11685,0
Óleo	15,0	-41,0	-615,00
Piloto	170,0	+6,0	+1020,0
Combustível (Mínimo)	50,0	+23,0	+1150,0
Total	1185,00		13240,0

Os números acima exigem uma consideração cuidadosa.

Observe que cada peso é multiplicado por seu braço, para obter seu momento. Todos os pesos são adicionados, de modo a obter o peso total de 1185 lbs. Entretanto, ao se fazer o

somatório dos momentos, todos os momentos positivos são somados:

$$\begin{array}{r} 11685,0 \\ 1020,0 \\ \underline{1150,0} \\ 13855,0 \end{array}$$

O momento negativo de -615,0 é subtraído da soma dos momentos positivos.

$$\begin{array}{r} 13855,0 \\ \underline{-615,0} \\ 13240,0 \end{array}$$

Passo 3 : Encontre a posição mais dianteira do c.g., dividindo os momentos totais pelo peso total

$$- \frac{13240,0}{1185,0} = 11,17 \text{ pol.}$$

Uma vez que o momento total é positivo, a resposta deve ser positiva. Portanto, a posição dianteira extrema do c.g. está localizada a 11,17 polegadas para trás do plano de referência.

Para essa aeronave, o limite dianteiro do c.g. está a 9,0 polegadas para trás do plano de referência; portanto é fácil observar que ela pode voar com este arranjo de carga.

Verificação do Peso e Balanceamento Traseiro

Para nos certificarmos de que o peso máximo e o limite traseiro do c.g. não estejam excedidos, as informações seguintes são necessárias:

1. Peso, braço e momento da aeronave vazia.
2. Pesos, braços e momentos máximos dos itens de carga útil que estejam localizados para trás do limite traseiro do c.g.
3. Pesos, braços e momentos mínimos dos itens de carga útil que estejam localizados adiante do limite traseiro do c.g.

A posição mais traseira do c.g. é encontrada repetindo-se os três passos seguidos ao se fazer a verificação do c.g. mais dianteiro. Exceto que, desta vez a aeronave será carregada de modo a ficar com a cauda pesada.

Passo 1: Carregue o avião de modo a ficar com a cauda pesada

Óleo - 8 quartos a -41 pol. = (15 lbs) (-41 pol.)

Piloto - 170 lbs a +6 pol. = (170 lbs) (+6 pol.)

Combustível (máximo) -40 galões a +23 pol. = (240 lbs) (+23 pol.)

Passageiros - Dois a 170 lbs cada = 340 lbs a +34 pol. = (340 lbs) (+34 pol.)

Bagagem (máximo) - 50 lbs a +56 pol. = (50 lbs) (+56 pol.)

Encher todos os tanques de combustível que estiverem para trás do limite traseiro. Se os tanques de combustível estiverem adiante do limite traseiro, usamos a quantidade mínima de combustível necessária.

Passo 2: Totalize todos os pesos e momentos conforme mostrado aqui:

ITEM	Peso (Lbs)	Braço (Pol.)	Momento (Lbs.Pol.)
Peso vazio da aeronave	950,00	+12,3	+11685,0
Óleo	15,0	-41,0	-615,00
Piloto	170,0	+6,0	+1020,0
Combustível (máximo)	240,0	+23,0	+5520,0
Passageiros (dois)	340,0	+34,0	+11560,0
Bagagem (máximo)	50,0	+56,0	+2800,0
Total	1765,00		31970,0

Passo 3: Encontre a posição mais traseira do c.g., dividindo os momentos totais pelo peso total. O c.g. mais traseiro quando carregado conforme mostra a figura 3-11:

$$\frac{31970,0}{1765} = 18,11 \text{ pol.}$$

O limite traseiro do c.g., para esta aeronave, é de +18,7 polegadas para trás do plano de referência; portanto ela pode voar com segurança neste arranjo de carga.

INSTALAÇÃO DE LASTRO

O lastro é usado para se obter o balanceamento do c.g. desejado. Normalmente ele fica localizado, tanto para trás como para a frente, para manter o c.g. dentro dos limites usando-se uma quantidade mínima de peso.

O lastro que é instalado para compensar a remoção ou instalação de equipamentos, e que deve permanecer na aeronave por períodos longos de tempo, é chamado de lastro permanente.

Eles podem ser pintados de vermelho, com a seguinte inscrição: **LASTRO PERMANENTE - NÃO REMOVA.**

Na maioria dos casos, a instalação de lastro permanente resulta em um aumento no peso vazio da aeronave.

Os lastros removíveis ou temporários são usados para satisfazer certas condições de carregamento, que podem variar de tempos em tempos.

Normalmente, eles possuem a forma de sacos de esferas de chumbo, sacos de areia, ou outro material, e não são instalados de maneira permanente.

Os lastros temporários devem ter a inscrição: **LASTRO _____ LIBRAS. SUA REMOÇÃO EXIGE UMA VERIFICAÇÃO DO PESO E BALANCEAMENTO.**

O compartimento de bagagem é, normalmente, o lugar mais conveniente para a instalação de lastros temporários.

Os lugares designados para transporte de lastro devem ser adequadamente projetados, instalados e marcados.

O manual de operação da aeronave deve conter as instruções referentes à colocação correta de lastros removíveis, sob todas as condições de carregamento, para as quais, tal lastro seja necessário.

Controle da Posição do c.g. com Lastro

A figura 3-12 apresenta um exemplo de aeronave, cujo c.g. excede o limite dianteiro do c.g. sob certas condições de carregamento. A verificação de peso e balanceamento dianteiro, prova que somente com o piloto e o mínimo de combustível, o c.g. dianteiro é excedido.

Verificação do c.g. mais dianteiro

ITEM	Peso (Lbs)	Braço (Pol.)	Momento (Lbs.Pol.)
Peso vazio da aeronave	1600,0	+15,6	+24960,0
Óleo	22,5	-22,0	-495,00
Piloto	170,0	+10,0	+1700,0
Combustível (Mínimo)	115,0	+18,0	+2070,0
Total	1907,5		28235,0

$$c.g. \text{ mais diant.} = \frac{\text{Momento Total}}{\text{Peso Total}} = \frac{28235}{1907,5} = 14,8 \text{ polegadas}$$

Sem um lastro colocado em algum lugar da parte traseira, para trazer o c.g. para dentro dos limites de +16,5 pol a +20,0 pol., a aeronave não oferece segurança para vôo, com o piloto e com o mínimo de combustível. O problema de determinar, a quantidade de libras necessárias, para deslocar o c.g. para dentro dos limites aprovados, pode ser resolvido com a utilização da fórmula seguinte:

Peso do lastro necessário:

Peso da aeronave como pesada, multiplicado pela Distância que excedeu os limites, dividido pelo Braço entre a localização do peso variável e o limite afetado.

Inserindo os valores aplicáveis na fórmula:

Peso da aeronave como pesada = 1907,5

Distância em excesso do limite = 1,7 pol.

Braço entre a localização do peso variável e o limite afetado = 53,5 pol.

Obtemos o seguinte:

$$\frac{(1907,5)(1,7)}{53,5} = 60,6 \text{ libras é o peso do lastro necessário no compartimento de bagagem.}$$

Quando o resultado do cálculo matemático for uma fração de libra, usamos o valor inteiro, imediatamente superior, como o real peso do lastro. Consequentemente, colocamos um lastro de 61,0 libras no compartimento de bagagem para que o c.g. fique dentro dos limites com segurança.

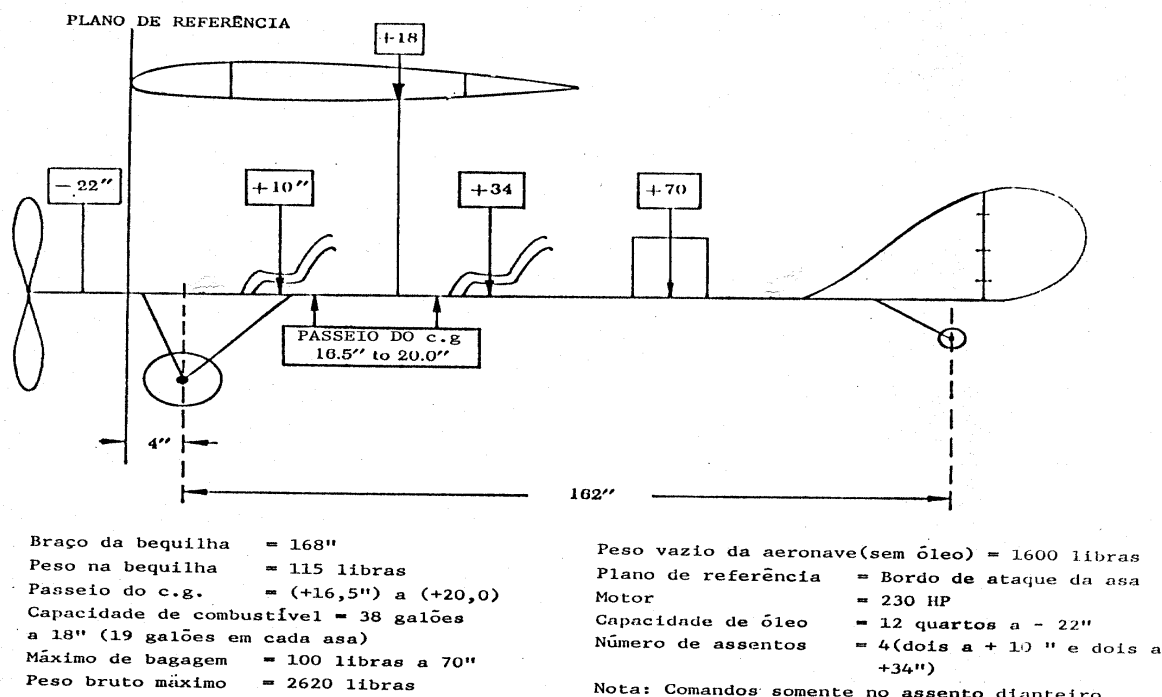


Figura 3-12 Exemplo de Aeronave cujo c.g. excede o Limite Dianteiro do c.g.

Deve-se fazer uma verificação final do peso e balanceamento dianteiro, para provar que a aeronave pode voar com segurança depois da colocação do lastro de 61,0 libras, no compartimento de bagagem. Colocamos um letreiro de modo que fique bem evidente na cabine, para que possa ser visto pelo piloto ou quem de direito. Esse letreiro deve indicar: PARA VÔO SOLO, CARREGUE PELO MENOS 61,0

LIBRAS NO COMPARTIMENTO DE BAGAGEM.

Condições de carregamento máximo

Uma verificação do peso e balanceamento traseiro, determinará se a aeronave apresentada na figura 3-12 pode voar com segurança, quando totalmente carregada, sem exceder o limite traseiro do c.g. ou seu peso máximo.

ITEM	Peso (Lbs)	Braço (Pol.)	Momento (Lbs.Pol.)
Peso vazio da aeronave	1600,0	+15,6	+24960,0
Óleo	22,5	-22,0	-495,0
Piloto	170,0	+10,0	+1700,0
Combustível (máximo)	228,0	+18,0	+4140,0
Passageiro	170,0	+10,0	+1700,0

Passageiros (dois)	340,0	+34,0	+11560,0
Bagagem (máximo)	100,0	+10,0	+7000,0
Total	2630,5		50529,0

$$c.g. \text{ mais traseiro} = \frac{\text{Momento total}}{\text{Peso total}} = \frac{50529,0}{2630,0} = 19,21 \text{ polegadas.}$$

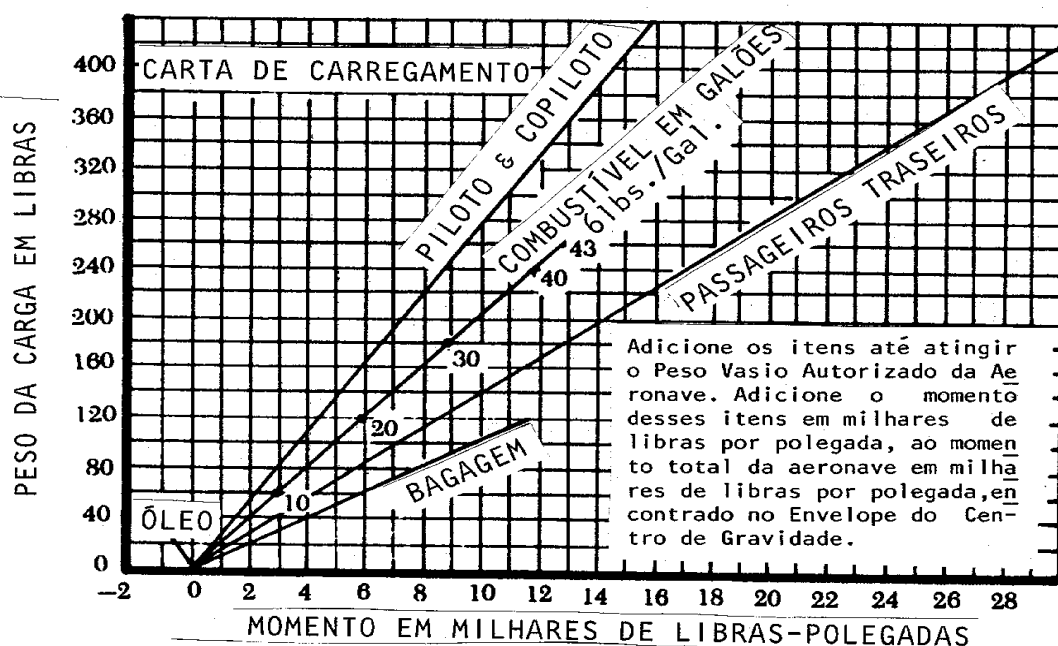


Figura 3-13 Carta de Carregamento Típica.

Quando a aeronave está totalmente carregada, o c.g. está bem dentro do passeio do c.g.; entretanto o peso bruto máximo permitido está com um excesso de 10,5 libras.

Neste caso, há várias alternativas que podem ser usadas para resolver esta condição de sobrecarga, sem reduzir, consideravelmente, a carga paga ou o alcance assim:

Alternativa nº 1 - Reduzir a bagagem em 10,5 libras.

Alternativa nº 2 - Reduzir o combustível em 10,5 libras ou 1,75 galões.

Alternativa nº 3 - Reduzir a carga de passageiros por um passageiro.

Cada alternativa apresentada acima, necessitará de uma marcação que indique o arranjo

de carga, que assegure o peso bruto e o c.g. dentro dos limites especificados.

Compute a nova posição do c.g. para cada arranjo de carregamento alternativo.

CARTAS DE CARREGAMENTO E ENVELOPES DO C.G.

O sistema de computação de peso e balanceamento, comumente chamado de sistema de envelope do c.g. e carta de carregamento, é um método excelente e rápido para se determinar a localização do c.g. para os vários arranjos de carregamento.

Esse método pode ser aplicado à aeronave de qualquer fabricação e modelo.

Os fabricantes de aeronaves, usam esse método de computação, de peso e balanceamen-

to, para preparar cartas similares àquelas apresentadas (figuras 3-13 e 3-14) para cada modelo e fabricação de aeronave; quando da homologação original. As cartas tornam-se uma parte permanente dos registros da aeronave.

Juntamente com as cartas, são fornecidos os dados para o braço e momento do peso vazio (número índice), para aeronaves de determinada fabricação e modelo.

A carta de carregamento ilustrada na figura 3-13, é usada para determinar o número índice de qualquer item ou peso, que possa ser envolvido durante o carregamento da aeronave.

Para usar essa carta, encontramos o ponto na escala vertical que representa o peso conhecido. Devemos projetar uma linha horizontal, até interceptar a linha diagonal do peso em questão (isto é, piloto, copiloto, bagagem, etc.). A partir deste ponto, exatamente em baixo, na escala horizontal, o momento ou número índice é lido.

Depois de determinar o momento para cada item de peso, todos os pesos e todos os

momentos são somados. Conhecendo o total de pesos e momentos, projetamos uma linha a partir do ponto correspondente no envelope do c.g. apresentado na figura 3-14, e colocamos um ponto na intersecção das duas linhas. Se o ponto estiver dentro das linhas em diagonal, o arranjo do carregamento satisfaz todos os requisitos de balanceamento.

Apresentamos a seguir um cálculo real de peso e balanceamento, usando as cartas das (figuras 3-13 e 3-14). Para este exemplo, suponha que o peso vazio da aeronave seja de 1386,0 libras e o momento seja de 52772,0 libras-polegada. O número índice para o peso vazio da aeronave é desenvolvido, dividindo-se o momento do peso vazio por 1000. Este cálculo nos dá um número índice igual a 52,8 para o momento do peso vazio da aeronave.

Ao carregar a aeronave, determinamos se o c.g. cairá dentro das linhas em diagonal da figura 3-14. Coloque os pesos dos itens e os números índices são colocados de forma ordenada para facilitar a soma.

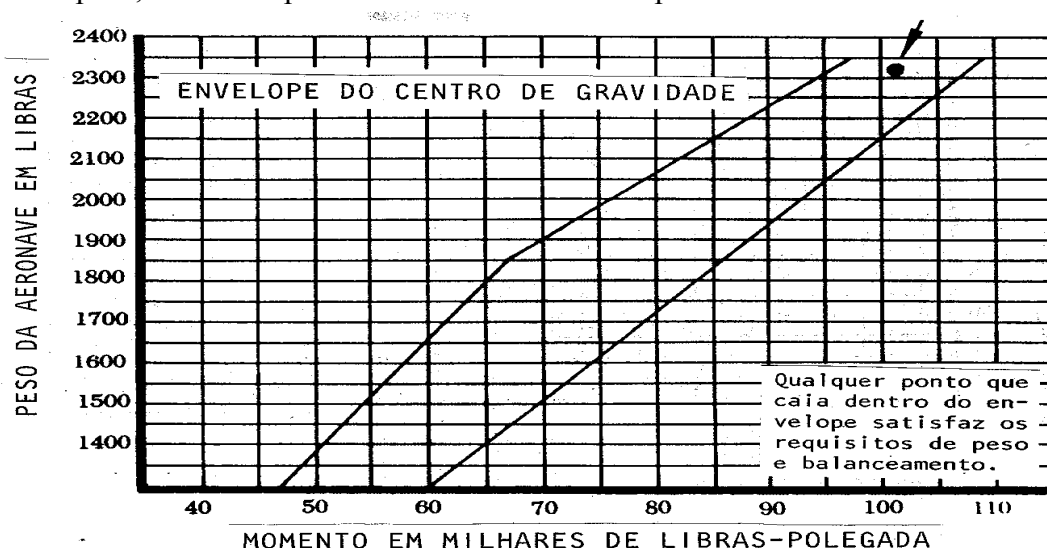


Figura 3-14 Envelope do Centro de Gravidade.

ITEM	Peso (Lbs)	Momento (Milhares Lbs-Pol)
Peso vazio da aeronave	1386,0	52,8
Óleo	19,0	-0,4
Piloto e Copiloto	340,0	12,2
Combustível	245,0	11,8
Passageiro traseiro (dois)	340,0	24,1

Bagagem	20,0	1,9
Total	2350,0	102,4

O peso total da aeronave é de 2350,0 libras, e o momento é de 102,4. Localize este ponto (2350 a 102,4) no envelope do c.g. ilustrado na figura 3-14. Uma vez que o ponto cai dentro das linhas em diagonal, o arranjo de carregamento satisfaz todos os requisitos de peso e balanceamento.

EQUIPAMENTO ELETRÔNICO DE PESAGEM

O equipamento eletrônico de pesagem simplificou muito o procedimento de pesagem de aeronaves grandes e pesadas. A figura 3-15 apresenta um tipo de balança eletrônica. O "Kit" de pesagem completo está contido em uma maleta portátil. Esse "Kit" contém uma trena, prumos, níveis de bolha, escalas, hidrômetros (para especificação da gravidade específica do combustível) e as células de carga.

As células de carga, em verdade, são indicadores de tensão que refletem a carga imposta sobre elas pela aeronave, em termos de variação de voltagem. Esta variação é indicada em uma escala, que é calibrada para apresentar a leitura em libras.

Cada célula de carga é colocada entre o macaco e seu ponto de apoio (ponto de pesagem). Cada célula de carga deve ser balanceada ou "zerada", antes de se aplicar qualquer peso sobre ela.

Depois de completa a operação de pesagem, removemos todo o peso das células, e verificamos se a leitura que elas apresentam é zero. Qualquer desvio deve ser considerado como "desvio do zero da escala" e constitui a tara, quando da utilização de balanças eletrônicas para pesagem. O sentido da variação determina se a tara é adicionada ou subtraída da leitura da balança. Siga sempre as instruções do fabricante da balança que você estiver utilizando.

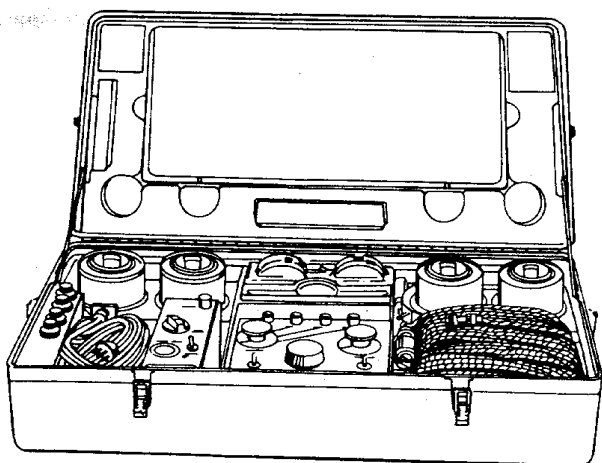


Figura 3-15 Equipamento Eletrônico de Pesagem de Aeronaves.

PESO E BALANCEAMENTO DE HELICÓPTEROS

Os princípios e procedimentos de peso e balanceamento que foram descritos, aplicam-se, de modo geral, aos helicópteros. Cada modelo de helicóptero é homologado para um peso bruto máximo específico. Entretanto, ele não pode ser operado neste máximo em todas as condições

As combinações de grande altitude, temperatura alta e umidade alta, determinam a "altitude de densidade" para um determinado local. Por outro lado, isto afeta de maneira crítica, a flutuação, decolagem, subida, auto-rotação e pouso dos helicópteros.

Um helicóptero pesado suporta menos os choques e cargas adicionais causadas pelo ar turbulento. Quanto maior a carga, menor será a margem de segurança das estruturas, tais como o rotor principal, fuselagem, trem de pouso, etc.

A maioria dos helicópteros tem o passeio do c.g. mais restrito que os aviões. Em alguns casos, esse passeio está dentro de três polegadas. A localização e o comprimento exato do passeio do c.g. é determinado para cada helicóptero; e, normalmente, ele se estende a uma distância curta para a frente e para trás do rotor principal, ou do centróide de um sistema de rotor duplo.

De maneira ideal, o helicóptero deve ter um balanceamento; com tal perfeição que, a fuselagem permaneça na posição horizontal durante uma flutuação, sendo necessário fazer correções somente para compensar o vento. A fuselagem funciona como um pêndulo suspenso por um rotor.

Qualquer variação, no centro de gravidade, provoca uma variação no ângulo em que o helicóptero está suspenso por este ponto.

Os helicópteros projetados mais recentemente, tem os compartimentos de carga e os tanques de combustível localizados no ponto de balanceamento ou perto deste.

Se o helicóptero não estiver carregado adequadamente, e o c.g. não estiver bem próximo do ponto de balanceamento, a fuselagem não ficará pendurada horizontalmente durante a flutuação.

Se o c.g. estiver muito para trás, o nariz tende a subir, e será necessário um controle cíclico excessivo para frente, para manter uma flutuação estacionária. Por outro lado, se o c.g.

estiver muito para frente, o nariz tenderá a cair, requerendo um controle excessivo para trás. Em condições extremas de desbalanceamento, mesmo um controle cíclico total para frente ou para trás, ainda será insuficiente para manter o controle. Em caso de transporte de cargas externas, pode-se ter problemas parecidos de balanceamento lateral.

Quando o fabricante entrega o helicóptero, o peso vazio, o c.g. do peso vazio e a carga útil, elas são anotadas, nas folhas de dados de

peso e balanceamento no manual de vôo do helicóptero.

Se depois que o helicóptero for entregue, houver um adiconamento, remoção de equipamento ou em caso de execução de um reparo ou alteração maior que possa afetar o peso vazio, o c.g. de peso vazio, ou a carga útil; as folhas de dados de peso e balanceamento devem ser revistas. Todas as variações de peso e balanceamento, devem ser inseridas nos registros apropriados da aeronave

O.T. 1C95-B

SEÇÃO II
INSTRUÇÕES PARA O USO
DE FORMULÁRIOS E CARTAS


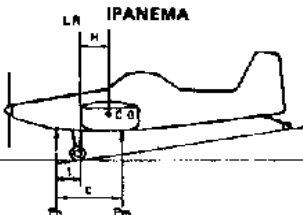
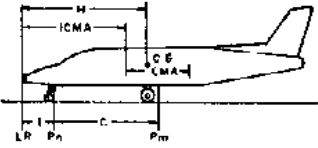
		FICHA DE PESAGEM DE AVIÕES		AVIÃO - TIPO EMB - 110			
		AVIÃO - PREFIXO EXEMPLO	NÚMERO DE SÉRIE EXEMPLO	CATEGORIA NORMAL			
DATA DA PESAGEM 20-3-73		LOCAL DA PESAGEM EMBRAER (F-40)	SITUAÇÃO NIVELADO	DATA DA MODIFICAÇÃO			
CONFIGURAÇÃO NA PESAGEM			CONFIGURAÇÃO APÓS MODIFICAÇÃO				
Trip. 2	PER. 16	Trip. —	Pax. —				
CONDIÇÃO NA PESAGEM: AVIÃO BÁSICO CONFORME CARTA "A", COM COMBUSTÍVEL SEM PILOTO AUTOMÁTICO							
 <p>IPANEMA</p>		<p>CONSTANTES E MEDIÇÕES</p> <p>$l = 2,521 \text{ m}$ $\alpha = 0$</p> <p>$B =$ $\cos \alpha = 1$</p> <p>$CMA = 1,950 \text{ m}$ $\sin \alpha = 0$</p> <p>$ICMA = 5,454 \text{ m}$</p> <p>$B =$</p> <p>$C = 4,422 \text{ m}$</p> <p>$A =$</p>		 <p>BANDEIRANTE</p>			
APOIOS		PESOS		BRACO (m)	MOMENTO (kgxm)	% CMA	ÍNDICE
	(Lb)	(Kg)					
Esquerda (Pa)	4 180	1896,0	6,943	13163,93			
Direita (Pd)	3936	1785,4	6,943	12396,03			
Sub-total (Pm)	8116	3681,4	6,943	25559,96			
Dianteiro (Pn) ou Traseiro (Pb)	2114	958,9	2,521	2417,39			
Total Registrado (P)	10230	4640,3	6,029	27977,35	29,52	279,8	
MODIFICAÇÕES		PESO (Kg)	BRACO (m)	MOMENTO (kgxm)	% CMA	ÍNDICE	
Total Registrado (P)		4640,3	6,029	27977,35	29,52	279,8	
Total dos itens pesados que não fazem parte do Peso Vazio (Coluna I)		-1361,4	6,347	-8640,9			
Total dos itens básicos que não fizeram parte do avião ao ser pesado (Coluna III)		38,6	5,596	216,0			
Peso Vazio (Pv)		3317,5	5,894	19552,45	22,56	195,6	
VALORES BÁSICOS NAS CONDIÇÕES PADRONIZADAS PELA EMPRESA					FÓRMULAS UTILIZADAS		
DESCRIÇÃO	PESO (kg)	BRACO (m)	MOMENTO (kgxm)	% CMA	ÍNDICE	$H = \frac{P_m \cdot C}{P} + l$ $\% \text{ CMA} = \frac{H - 5,454}{CMA} \times 100$ $\text{ÍNDICE} = \frac{M}{100}$	
Peso Vazio	3317,5	5,894	19552,45	22,56	195,6		
CMA RESIDUAL	23,6	6,410	151,28				
ÓLEO HIDRÁULICO	10,5	9,564	100,42				
ÓLEO RESIDUAL	0,5	5,300	2,7				
PESO BÁSICO	3352,5	5,909	19810,68	23,93	198,1		
Anotações no verso de ficha							

Figura 3-16 Exemplo do Preenchimento da "Ficha de Pesagem de Aviões".