



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR
Covilhã | Portugal

Cálculo de Cargas

Estruturas Aeroespaciais I (10362/15089)

2023

Pedro V. Gamboa

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Tópicos

- Definições.
- Diagrama V-n.
- Forças no avião.
- Cargas nas asas.
- Cargas nas empenagens.
- Cargas na fuselagem.
- Cargas no trem de aterragem.

1. Introdução

Para se poder determinar as tensões e deflexões em componentes de aeronaves, em particular nas asas e na fuselagem, quando sujeitas a cargas externas é necessário identificar e determinar que cargas estão aplicadas na estrutura do avião.

Este capítulo apresenta métodos para obter as cargas aplicadas no avião e as suas distribuições.

O projeto de estruturas de um avião divide-se em três partes principais:

1. Introdução

1. Determinar as condições do projeto para manobras, rajadas, aterragens, operações no solo, etc., correspondentes ao uso previsto do avião, que podem resultar nas tensões máximas na estrutura. Estas condições de projeto são especificadas para aviões civis nos requisitos das autoridades às quais compete a homologação dos aviões. O engenheiro projetista tem que ser capaz de interpretá-las de uma forma que satisfaça a finalidade dos requisitos, isto é, segurança dos passageiros e do público em geral.
2. Determinar as cargas que resultam das condições de projeto críticas e as suas distribuições.
3. Determinar nos elementos da estrutura do avião as tensões que resultam das cargas e as tensões admissíveis nesses elementos, para evitar que a estrutura sofra deformações permanentes sob as condições de uso previstas e para que essa estrutura possua o fator de segurança exigido.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

O trabalho de primeira importância para o projetista da estrutura do avião é o de providenciar uma estrutura com resistência e rigidez adequadas para as condições mais severas previstas para a vida da aeronave.

Este problema tem que ser resolvido dando atenção aos seguintes pontos:

- o peso da estrutura tem que ser mínimo;
- a estrutura tem que ser desenhada de acordo com as necessidades aerodinâmicas e de espaço;
- o custo médio de produção da estrutura tem que ser o mais baixo possível;
- a estrutura deve ser de manutenção fácil e económica;
- os materiais devem ser os mais apropriados, tendo em conta a facilidade de obtenção e o uso mínimo de materiais estratégicos.



2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

Os requisitos estruturais para os aviões estão contidos em documentos publicados pelas autoridades de aviação civil como já foi visto (por exemplo as CS - *Certification Specifications* - são publicadas pela EASA - *European Aviation Safety Agency*). Esses regulamentos ou normas são revistas periodicamente e é conveniente ter acesso às últimas versões.

Por exemplo, segundo as CS-23 um avião pode ser homologado para uma de três categorias: *normal*, *utilitário* e *acrobático*.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

Há exigências ligeiramente diferentes que se aplicam a cada categoria de aeronave e que são determinadas pelo tipo de utilização a que se destina a mesma:

- **Normal:** aviões para utilização não acrobática e em serviços não regulares de transporte de cargas e/ou passageiros;
- **Utilitário:** aviões destinados a operações normais e manobras acrobáticas limitadas. Os aviões desta categoria são inadequados para manobras bruscas em voo invertido;
- **Acrobático:** aviões que não têm restrições quanto ao tipo de manobras permitidas, a menos que a necessidade de limitações seja verificada nos ensaios de voo.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.1. Definições

- **Carga limite:** carga máxima prevista em condições normais de operação do avião;
- **Carga final:** carga limite multiplicada pelo fator de segurança adequado. A estrutura não deve falhar sem que a carga final seja excedida;
- **Fator de segurança:** fator que é usado por causa da possibilidade da ocorrência de cargas maiores do que as cargas limite e para ter em conta incertezas de projeto.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.1. Definições

Noutros ramos de engenharia é prática geral calcular as cargas estáticas que atuam numa estrutura.

As tensões de rutura são divididas por um fator de segurança para se obter as tensões admissíveis, as quais têm que ser iguais ou maiores do que as tensões na estrutura que resultam das cargas estáticas.

Em aeronáutica usa-se uma filosofia diferente: calculam-se as cargas máximas que podem resultar das condições especificadas para a operação do avião. Estas cargas chamam-se **cargas limite**.

O projeto é conduzido contando que as cargas limite possam ser atingidas mas não excedidas nas condições normais de operação.

Multiplicam-se estas cargas pelo fator de segurança exigido nas normas apropriadas para se obter as “cargas de projeto”.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.1. Definições

Assim, obtém-se a carga de projeto de cedência multiplicando a carga limite pelo fator de segurança de cedência (*proof factor*). Este valor varia entre 1 e 1,33 e é, normalmente, igual a 1, de forma que as cargas limite são iguais às cargas que a estrutura deve resistir sem deformar permanentemente (estas são as cargas de projeto de cedência).

As cargas de projeto finais obtêm-se multiplicando as cargas limite pelo fator de segurança final, sendo estas as cargas que a estrutura deve suportar sem falhar. O valor exigido para este fator é normalmente 1,5.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Eixos de referência: As forças e momentos que atuam no avião referem-se a um sistema definido por três eixos perpendiculares entre si, tendo sentidos convencionados para forças e momentos positivos.

Os momentos positivos atuam no sentido em que tendem a causar rotação do avião entre os sentidos positivos dos eixos em ordem alfabética cíclica.

Assim, para os eixos $Oxyz$, as direções positivas dos momentos são:

- o momento em torno de x causa rotação de y para z ;
- o momento em torno de y causa rotação de z para x ;
- o momento em torno de z causa rotação de x para y ;

Adotam-se três sistemas de eixos de referência, dependendo da aplicação.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Eixos do espaço: São eixos fixos no espaço e são utilizados para definir o movimento do centro de gravidade do avião.

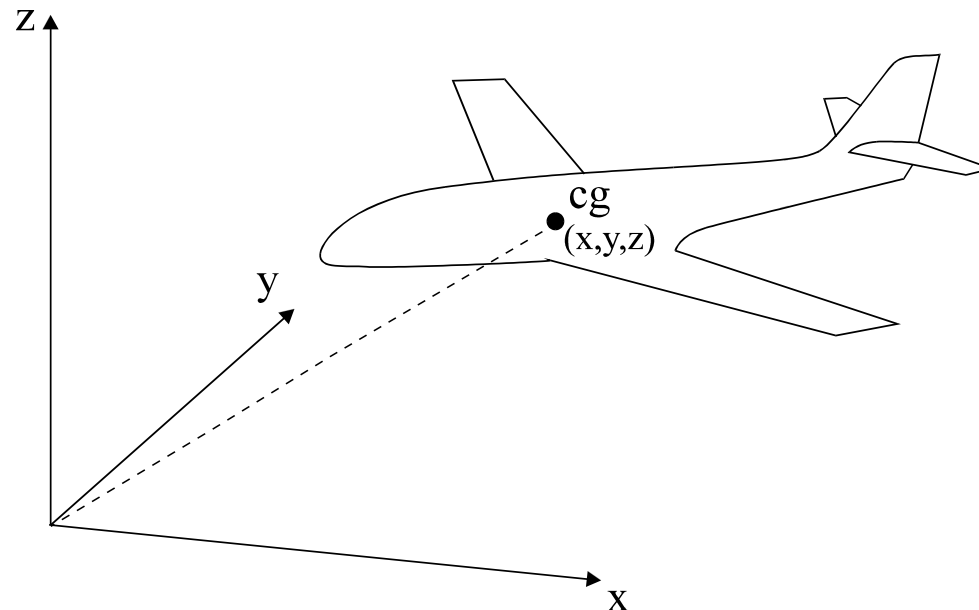


Figura 2.01 Eixos do espaço.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Eixos do vento: São eixos usados em cálculos gerais de aerodinâmica em trabalhos de túnel de vento. Supõe-se que o avião se move ao longo do eixo x de modo que o vento relativo se aproxima do avião no sentido negativo do eixo x . As forças e momentos aerodinâmicos são referentes aos eixos do vento. A sustentação é perpendicular e o arrasto paralelo ao eixo do x . O momento em torno do eixo x denomina-se *momento de rolamento* L , o momento em torno do eixo y chama-se *momento de arfagem* M e o momento em torno do eixo z chama-se *momento de guinada* N .

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Eixos do avião: O sistema de eixos usado em análise estrutural é fixo em relação ao avião. A origem pode, por conveniência, ser escolhida fora do avião para os cálculos de peso e centragem e para a determinação da posição do centro de gravidade (cg). Quando esta posição é conhecida é mais conveniente usá-la como origem.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Eixos do vento e do avião:

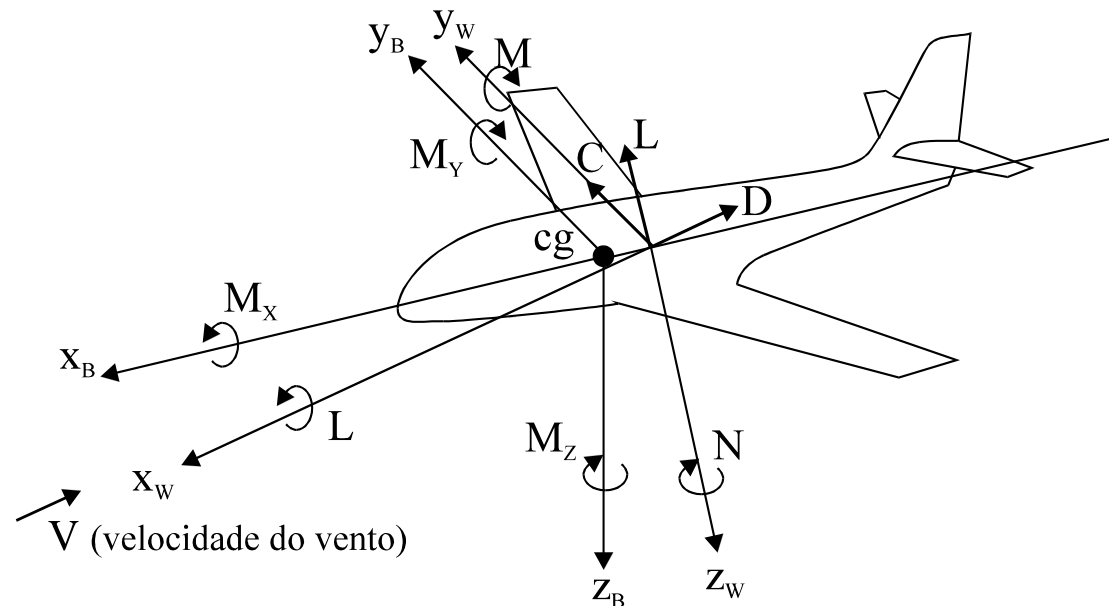


Figura 2.02 Eixos do vento e eixos do avião.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Peso e centragem: A localização do cg de um avião em relação ao centro de pressão das forças aerodinâmicas na asa e empenagem é importante por razões aerodinâmicas e estruturais.

O movimento do cg para a frente e para trás deve ser mantido dentro de certos limites, sendo que o limite dianteiro é determinado geralmente por exigências de controlo do avião a baixas velocidades (por exemplo a capacidade de o piloto baixar a cauda do avião durante a aterragem).

O avião tende a ficar mais estável quando o cg do avião é movido para a frente em relação ao centro aerodinâmico (ca) e requer deflexões maiores do leme de profundidade para uma determinada mudança de atitude do voo.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Quando o cg é movido para trás a estabilidade da aeronave diminui de modo que existe um limite posterior para a posição do cg para haver estabilidade positiva.

A posição destes limites é dada geralmente em termos da percentagem da corda média aerodinâmica da asa.

As cargas nas diferentes partes do avião dependem, de entre outros fatores, da posição do cg do avião em relação ao centro de pressão das forças aerodinâmicas.

Os outros fatores mais importantes que afetam as cargas no avião são o peso total, a velocidade e o ângulo de ataque ou atitude que variam quando o piloto move os comandos ou devido a rajadas de ar.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Forças no avião: Por definição, as forças de sustentação e de arrasto atuam sempre perpendicular e paralelamente à direção do vento, respetivamente.

Como a linhas de ação destas forças não são fixas no avião, mas variam com o ângulo de ataque, é conveniente decompor estas forças em componentes paralelas aos eixos de referência z e x do avião (estes eixos vão ser adoptados com os sentidos representados na *figura 2.03*).

Resolvendo as forças na asa em componentes paralelas aos eixos x e z tem-se

$$F_{Zw} = L \cos \alpha + D \sin \alpha \quad (2.01)$$

$$F_{Xw} = D \cos \alpha - L \sin \alpha \quad (2.02)$$

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

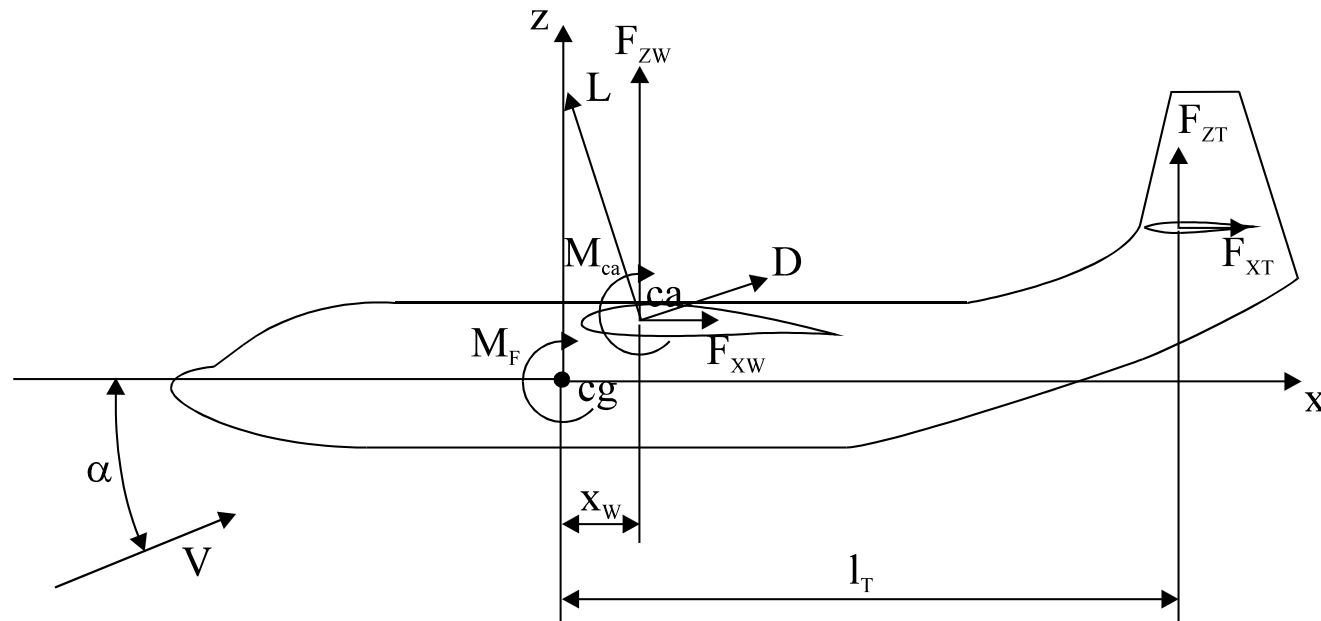


Figura 2.03 Forças que atuam no avião.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Forças no avião: As forças na empenagem podem ser decompostas em componentes paralelas aos mesmos eixos.

O momento devido à componente horizontal da força na empenagem é geralmente desprezável, de modo que é prática geral considerar apenas a componente vertical.

O momento resultante em torno do eixo y do avião é

$$M_y = -F_{Zw}x_w + F_{Xw}z_w + M_{ca} + M_F - F_{Zt}l_t \quad (2.03)$$

onde M_F é o momento devido às diversas forças que atuam no resto do avião (como o arrasto das nacelas, por exemplo).

Para se ter equilíbrio este momento tem que ser zero.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

Dividindo a *equação 2.03* por $\frac{1}{2}\rho_0 V_E^2 S \bar{c}$ obtém-se a equação do coeficiente de momento

$$C_{My} = -C_{Zw} \frac{x_w}{\bar{c}} + C_{Xw} \frac{z_w}{\bar{c}} + C_{mca} + C_{mf} - C_{Zt} \frac{S_t l_t}{S \bar{c}} \quad (2.04)$$

Esta equação pode ser resolvida para se obter o coeficiente de força normal na empenagem horizontal necessária para o equilíbrio para qualquer ângulo de ataque.

As forças aerodinâmicas resultantes no avião são

$$\begin{aligned} F_Z &= F_{Zw} + F_{Zt} \\ F_X &= F_{Xw} + F_{Xt} \end{aligned} \quad (2.05)$$

ou, dividindo por $\frac{1}{2}\rho_0 V_E^2 S$,

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

$$\begin{aligned}C_Z &= C_{Zw} + \frac{S_t}{S} C_{Zt} \\C_X &= C_{Xw} + \frac{S_t}{S} C_{Xt}\end{aligned}\tag{2.06}$$

onde C_{Xt} pode estar incluído no arrasto da fuselagem C_{xf} .

Deve ser claro que a carga na empenagem não depende somente do ângulo de ataque do avião mas também da posição do cg em relação ao centro aerodinâmico da asa.

Assim os cálculos têm que ser feitos para todas as posições do cg do avião que possam resultar em cargas críticas (por exemplo no caso de o cg ficar muito adiantado).

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.2. Características da aeronave

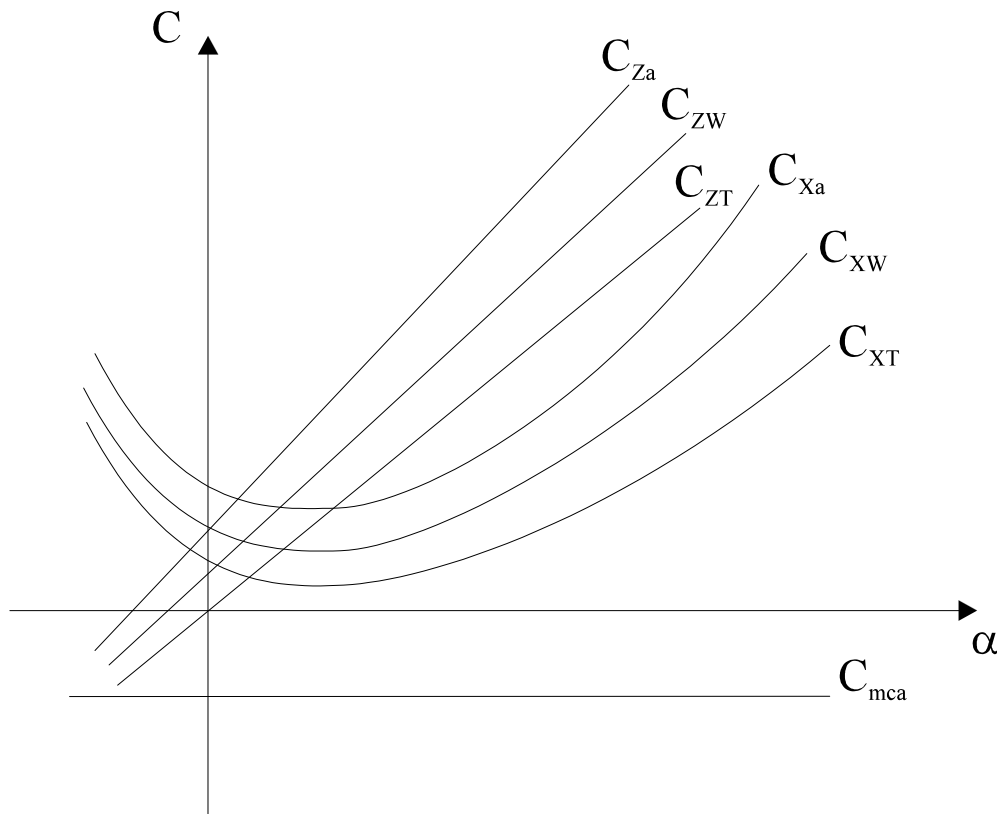


Figura 1.04 Variação dos coeficientes com o ângulo de ataque para uma dada posição do cg.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

O fator de carga é a razão entre uma força e o peso do avião. Existe uma relação entre o fator de carga e a aceleração do avião.

Por exemplo, se o avião estiver em voo horizontal equilibrado, como mostra a *figura 2.05*, de maneira que a força aerodinâmica vertical resultante seja igual ao peso do avião a aceleração na direção vertical será zero e o fator de carga n será igual a um.

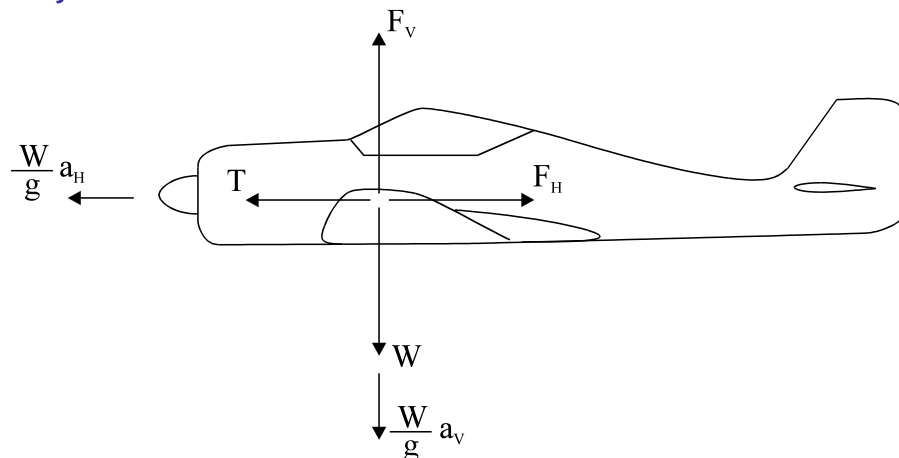


Figura 2.05 Forças externas que atuam no avião em voo nivelado.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

Em voo nivelado os fatores de carga vertical e horizontal são, respetivamente,

$$\begin{aligned} n_V &= \frac{F_V}{W} \\ n_H &= \frac{F_H - T}{W} \end{aligned} \quad (2.07)$$

Para haver equilíbrio vertical e horizontal as forças resultantes nessas direções têm que ser nulas.

Então, da *figura 2.05*, tem-se

$$\begin{aligned} F_V &= W + W \frac{a_V}{g} = W \left(1 + \frac{a_V}{g} \right) \\ F_H &= T + W \frac{a_H}{g} \end{aligned} \quad (2.08)$$

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

Substituindo para F_V e F_H das *equações 2.08* nas *equações 2.07* obtêm-se os fatores de carga vertical e horizontal, respetivamente,

$$\begin{aligned} n_V &= 1 + \frac{a_V}{g} \\ n_H &= \frac{a_H}{g} \end{aligned} \quad (2.09)$$

Se o avião estiver numa trajetória não nivelada, isto é, uma trajetória inclinada, as componentes do peso nas *equações 2.08* vão ser modificadas devido à atitude do avião (*figura 2.06*).

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

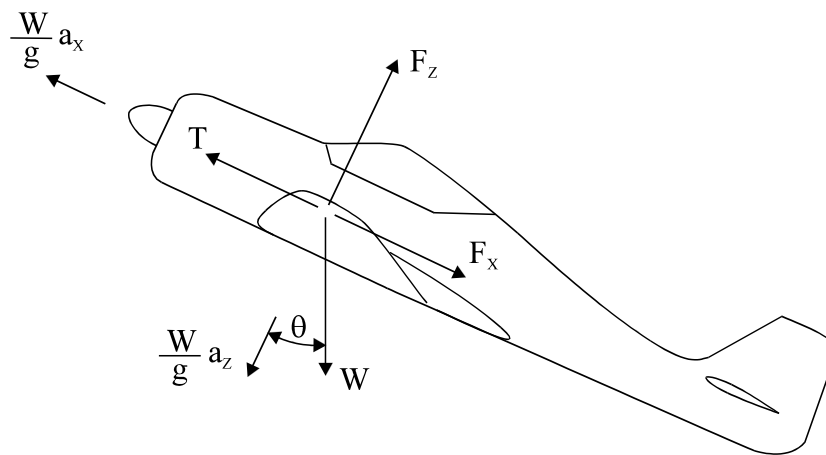


Figura 2.06 Forças externas que atuam no avião em voo inclinado.

Assim, as forças serão

$$F_z = W \cos \theta + W \frac{a_z}{g} = W \left(\cos \theta + \frac{a_z}{g} \right)$$

$$F_x = T - W \sin \theta + W \frac{a_x}{g} = T - W \left(\sin \theta - \frac{a_x}{g} \right)$$
(2.10)

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

e os fatores de carga serão

$$\begin{aligned}n_Z &= \cos \theta + \frac{a_Z}{g} \\ n_X &= -\sin \theta + \frac{a_X}{g}\end{aligned}\tag{2.11}$$

De um modo geral o fator de carga numa direção j é a razão entre as forças externas aplicadas no avião na direção j e o peso do avião, isto é

$$n_j = \frac{\sum (F_{ext})_j}{W}\tag{2.12}$$

onde W é o peso do avião.

2. Aspetos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

No cálculo de cargas utiliza-se normalmente o fator de carga, o que facilita determinar facilmente as cargas inerciais em cada elemento do avião.

Basta, portanto, multiplicar o peso desse elemento, w , pelo fator de carga apropriado, n_z .

Assim, a carga no elemento na direção z é dada por

$$(F_{ext})_w = n_z w \quad (2.13)$$

onde $n_z = F_z / W$.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

Em determinadas alturas do voo o avião pode ter uma componente de aceleração angular em torno do *cg* (*figura 2.07*). Ter-se-á assim um voo com momento de arfagem que vai modificar os fatores de carga nos pontos do avião afastados do *cg*.

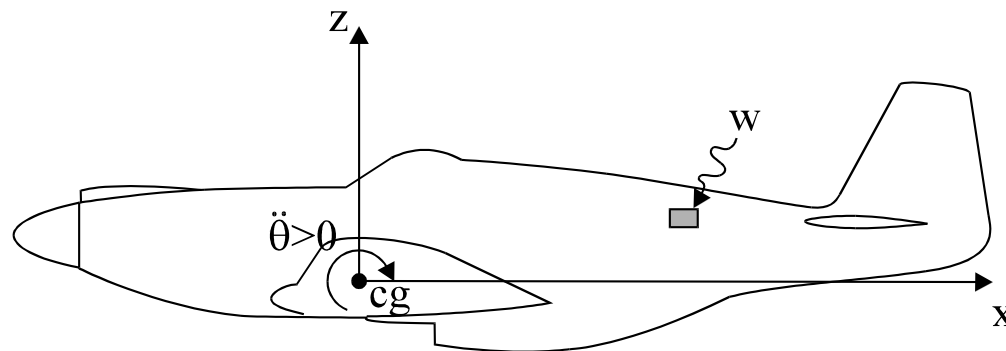


Figura 2.07 Aceleração angular de arfagem.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

Se se considerar um elemento do avião e se representar as forças que nele atuam (*figura 2.08*) podem obter-se os fatores de carga em qualquer ponto do avião.

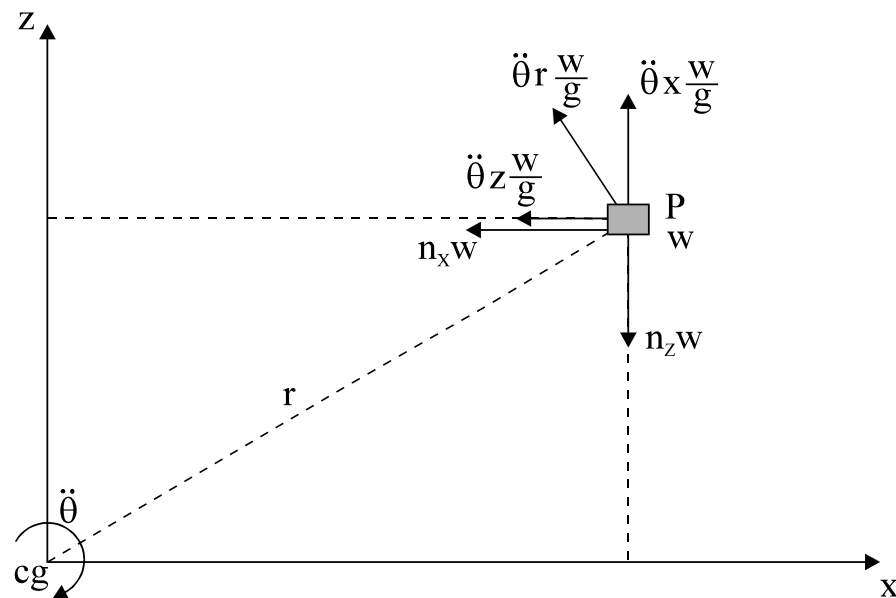


Figura 2.08 Determinação do factor de carga num ponto do avião com aceleração angular de arfagem.

2. Aspectos gerais do cálculo de cargas

2.3. Fator de carga

Assumindo que os fatores de carga no cg do avião são n_x e n_z e que um elemento arbitrário P de peso w está a uma distância r do cg, então, da *figura 2.08*, as forças a que o elemento está sujeito são

$$\begin{aligned}(F_Z)_P &= n_Z w - \ddot{\theta}_x \frac{w}{g} \\ (F_X)_P &= n_X w + \ddot{\theta}_z \frac{w}{g}\end{aligned}\tag{2.14}$$

e os fatores de carga no elemento são

$$\begin{aligned}(n_Z)_P &= \frac{(F_Z)_P}{w} = n_Z - \frac{\ddot{\theta}_x}{g} x \\ (n_X)_P &= \frac{(F_X)_P}{w} = n_X + \frac{\ddot{\theta}_z}{g} z\end{aligned}\tag{2.15}$$

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

Nesta secção apenas se consideram as condições de voo em que o movimento se realiza no plano de simetria do avião.

Tais condições podem resultar de uma manobra que está sob o controlo do piloto ou de uma rajada que depende das condições atmosféricas.

Nas manobras, o piloto move o manche para a frente ou para trás, modificando assim o ângulo de ataque do avião, o que resulta numa diminuição ou num aumento de sustentação.

Nas condições de rajada, o avião encontra uma corrente de ar cuja componente vertical, para cima ou para baixo, também modifica o ângulo de ataque do avião e por isso produz uma mudança de sustentação.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

A determinação do fator de carga devido a rajadas consiste simplesmente em calcular a força aerodinâmica resultante no avião, a qual, dividida pelo peso do avião representa o fator de carga no cg.

Por outro lado, ver-se-á que os fatores de carga para manobra são especificados arbitrariamente nas normas, variando de acordo com a finalidade ou uso previsto para o avião.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.1. Voo equilibrado

Para simplificar a discussão das manobras admite-se que o avião está em voo equilibrado e que a trajetória é reta antes da manobra.

Esta trajetória pode ser nivelada ou inclinada, dependendo da velocidade do avião que o piloto controla com a posição do leme de profundidade e da potência que o piloto controla com a manete do gás (acelerador).

Serão consideradas apenas velocidades iguais ou superiores à velocidade de perda do avião.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.1. Voo equilibrado

Assim, à semelhança da *secção 2.2*, as forças aerodinâmicas que atuam no avião são

$$\begin{aligned}F_Z &= F_{Zw} + F_{Zt} \\ F_X &= F_{Xw} + F_{Xt}\end{aligned}\tag{2.16}$$

onde as forças F_{Zw} e F_{Xw} são dadas pelas *equações 2.01 e 2.02*, respetivamente.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.1. Voo equilibrado

Da *figura 2.10*, as equações de equilíbrio para uma trajetória inclinada de γ , com α pequeno, são

$$F_Z - W \cos \gamma = 0 \quad (2.17)$$

$$F_X + W \sin \gamma - T = 0 \quad (2.18)$$

$$M_Y = -F_{Zw}x_w - F_{Xw}z_w + M_{ca} + M_f - F_{Zt}l_t = 0 \quad (2.19)$$

com $F_{Xt} \approx 0$.

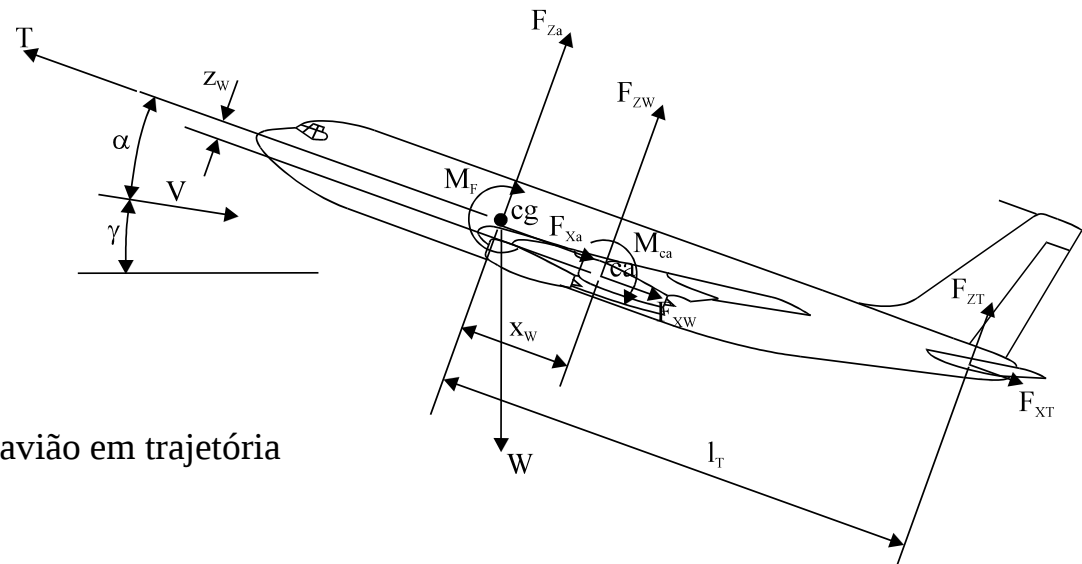


Figura 2.10 Forças que atuam no avião em trajetória inclinada.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.2. Voo acelerado

Suponha-se agora que o piloto puxa o manche para trás dando ao avião um ângulo de ataque que produz uma força de sustentação maior do que a necessária para manter o voo sem aceleração normal.

A força normal resultante pode ser expressa em termos do fator de carga n_z ,

$$F_z = n_z W \quad (2.20)$$

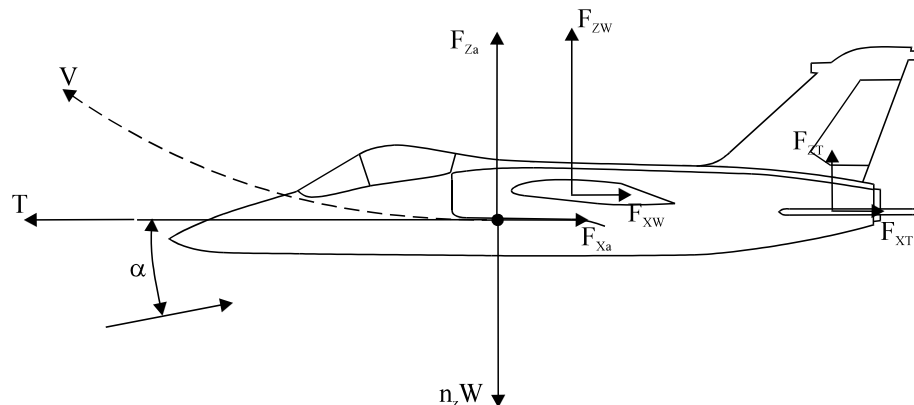


Figura 2.11 Forças que atuam no avião com aceleração normal.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.2. Voo acelerado

Uma vez que a manobra é rápida a velocidade do avião não reduz significativamente de modo que é prática comum calcular as cargas admitindo que a velocidade permanece inalterada.

Assim, para determinar as cargas que resultam de uma manobra é apenas necessário especificar o fator de carga e a velocidade.

Os coeficientes da força F_z na asa e na empenagem para determinada posição do cg serão dadas por

$$C_z = \frac{n_z W}{qS} \quad (2.21)$$

onde q é a pressão dinâmica.

No eixo x também há uma mudança nas forças devido à variação do arrasto quando a sustentação muda.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.2. Voo acelerado

Resulta então uma aceleração na direção x e o fator de carga ao longo deste eixo é

$$n_x = \frac{F_x - T}{W} \quad (2.22)$$

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

Os fatores de carga limite para manobras são especificados nas normas de acordo com a finalidade do avião.

Com estes fatores de carga é implícito utilizar o fator de segurança de 1,5 para as cargas finais.

Nas condições reais de voo o avião está sujeito a manobras com fatores de carga diversos e em velocidades e altitudes diferentes.

Uma vez que é impraticável projetar o avião para ser inquebrável, os fatores de carga são limitados a valores considerados satisfatórios, baseados na experiência e variando, por isso, com a categoria do avião.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

A aeronave é projetada com resistência adequada para determinadas combinações destes fatores de carga com velocidades equivalentes que são representadas em forma de um diagrama chamado *diagrama V-n de manobra*.

O diagrama é o envelope das condições permitidas para a operação normal do avião.

A construção deste diagrama pode ser compreendida escrevendo as equações de equilíbrio das forças normais, isto é

$$F_z = F_{zw} + F_{zt} = qSC_z \quad (2.23)$$

Para um determinado ângulo de ataque do avião, desprezando o efeito de mudanças de posição do leme de profundidade e da compressibilidade do ar, o diagrama V-n pode ser considerado constante.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

Então, o fator de carga é

$$n_z = \frac{F_z}{W} = \frac{\left(\frac{1}{2}\rho_0 V_E^2\right) S C_z}{W} \quad (2.24)$$

Assim, para o mesmo avião, ao fixar-se a posição do cg e o peso do avião, tem-se

$$n_z = \text{const.} C_z V_E^2 \quad (2.25)$$

Se C_z for conhecido da aerodinâmica do avião pode obter-se o fator de carga para cada velocidade (*figura 2.12*).

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

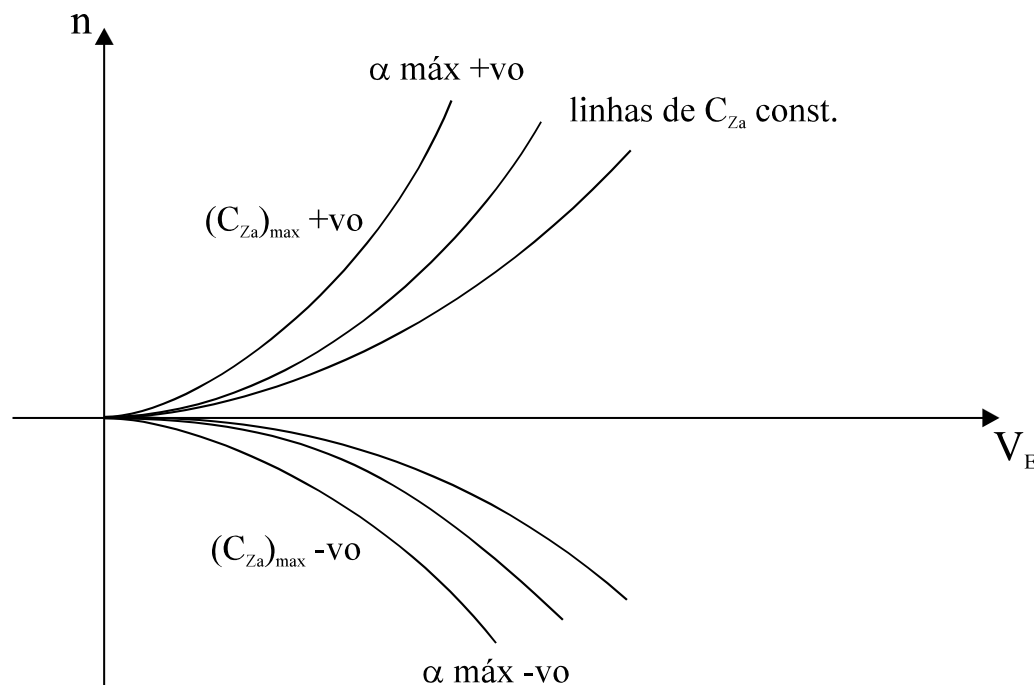


Figura 2.12 Curvas V-n com C_Z constante.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

A área compreendida entre n para C_{Zmax} positivo e C_{Zmax} negativo corresponde às situações possíveis de voo.

É evidente também que as velocidades praticáveis são superiores à velocidade de perda, que é a velocidade correspondente a C_{Zmax} quando o avião está equilibrado ($n_z=1$).

Assim pode traçar-se no diagrama V-n de manobra os limites de perda, como mostra a *figura 2.13*, onde V_{s1} é a velocidade de perda para $n=1$ e V_{s2} é a velocidade de perda em voo invertido ($n=-1$).

À esquerda destas velocidades e destes limites não é possível voar.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

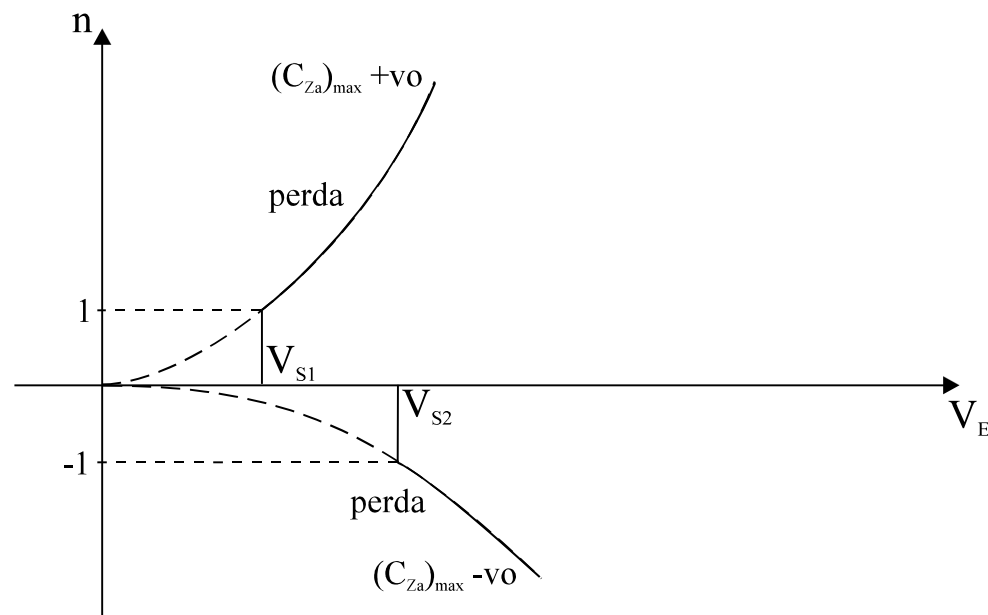


Figura 2.13 Limites de perda do diagrama V-n de manobra.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

No diagrama V - n utiliza-se no eixo das abcissas a velocidade equivalente V_E que é aproximada à velocidade obtida pelos aparelhos de ensaio, a velocidade indicada V_i .

V_E é definida do seguinte modo

$$V_E = \sqrt{\frac{\rho}{\rho_0}} V \quad (2.26)$$

As normas também especificam os valores limite para os fatores de carga positivo e negativo e ainda a velocidade limite de operação do avião.

Nalgumas normas, o fator de carga máximo é aplicável até à velocidade de cruzeiro V_C e é definido um fator de carga para a velocidade de mergulho V_D .

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

Noutras normas, o fator de carga máximo é aplicável até V_D . V_D é especificado para permitir a recuperação segura nos casos em que a velocidade excede a velocidade máxima do avião. Ficam assim definidos os limites de operação do avião pelo diagrama V-n de manobra (*figura 2.14*).

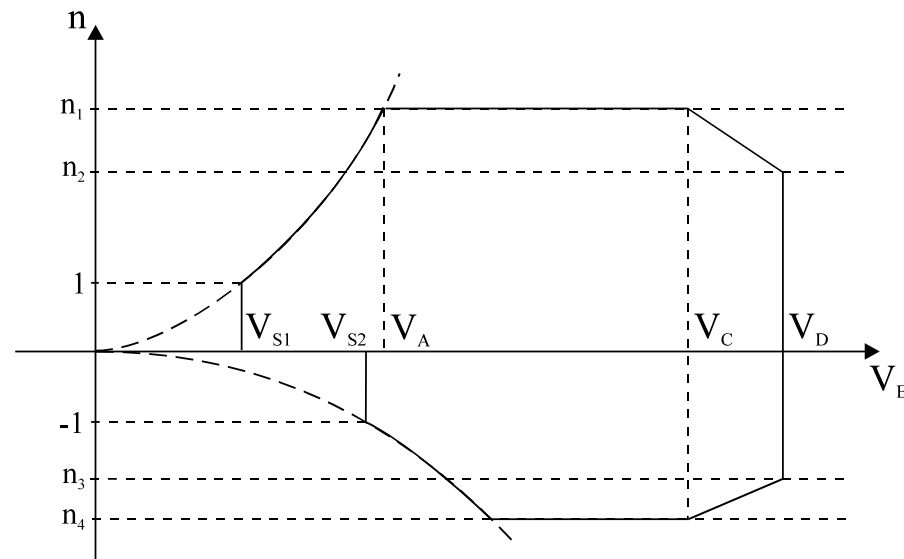


Figura 2.14 Diagrama V-n de manobra.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.3. Diagrama V-n

V_A é a velocidade de manobra (velocidade de perda com o fator de carga máximo) e que pode ser determinada pela expressão.

$$V_A = V_S \sqrt{n_1} \quad (2.27)$$

As velocidades V_C e V_D e os valores dos fatores de carga máximos variam de acordo com as normas e com o tipo de utilização do avião a ser projetado, conforme já referido.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Quando um avião voa em ar turbulento depara-se com correntes de ar verticais, para cima e para baixo, e também laterais.

Estas correntes são chamadas rajadas porque não são permanentes.

As rajadas verticais para cima aumentam o ângulo de ataque da asa e por isso resultam em fatores de carga que podem ser mais críticos do que os fatores de carga devido às manobras.

As rajadas para baixo diminuem o ângulo de ataque da asa de modo que, em casos extremos, o ângulo de ataque aerodinâmico resultante pode ser negativo e as asas do avião teriam características, em certos aspetos, semelhantes ao voo invertido.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

As rajadas laterais resultam em cargas que podem ser críticas para a empenagem vertical e para a parte traseira da fuselagem, mas os seus efeitos não vão ser considerados aqui.

O avião pode encontrar variações súbitas na velocidade horizontal do ar, mas estas são de menor importância do ponto de vista das cargas produzidas.

Algumas rajadas são produzidas pelo atrito nas superfícies planas da terra ou por irregularidades do terreno tais como edifícios, montanhas, etc..

Rajadas ou turbulências deste tipo são geralmente encontradas até uma altura de 1000 m.

A distribuição irregular da temperatura do ar também resulta em correntes de convecção em qualquer altitude e que são mais significativas próximas das formações de nuvens cúmulos.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Rajadas de contorno vivo (“sharp-edged gust”):

Embora as rajadas reais não sejam de contorno vivo é conveniente iniciar a discussão dos efeitos das rajadas com esta aproximação.

As rajadas de contorno vivo podem ser representadas admitindo-se que o ar no lado esquerdo de um plano vertical tenha velocidade vertical nula enquanto que o ar no outro lado possui uma velocidade vertical U_e , neste caso para cima, sendo esta velocidade equivalente à velocidade de uma rajada real (ver *figura 2.15*).

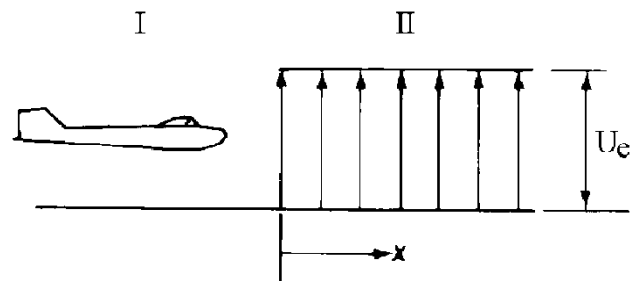


Figura 2.15 Representação da rajada de contorno vivo.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Suponha-se que o avião voa com uma velocidade equivalente V_E , na direção indicada na *figura 2.16*, sendo o avião representado pelo perfil da sua asa.

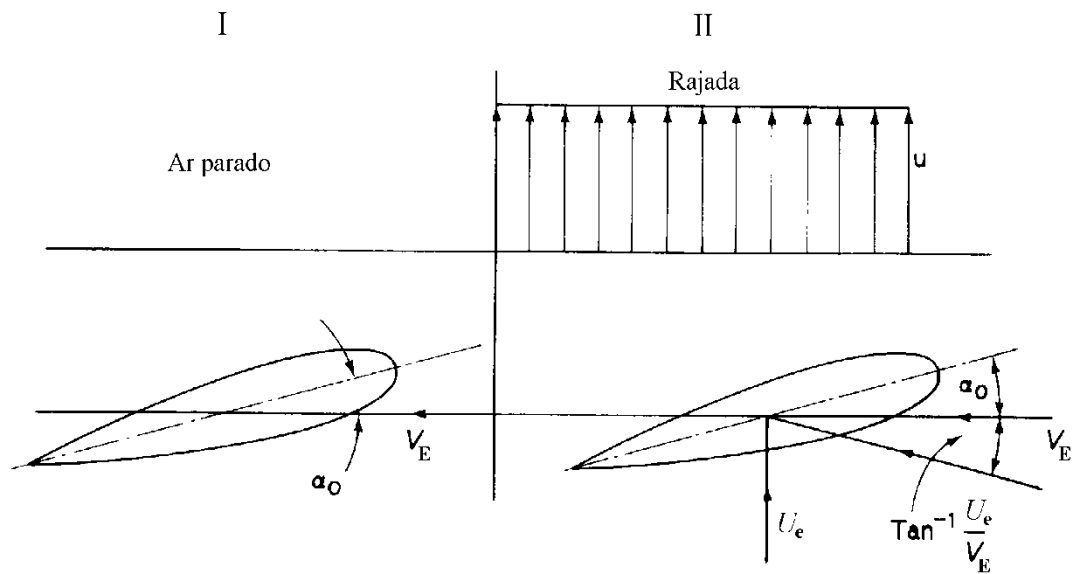


Figura 2.16 Variação do ângulo de ataque aquando da entrada do avião na rajada.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Quando este passa da região I para a região II assume-se que

- a trajetória do avião continua horizontal durante o intervalo necessário para o aumento da sustentação devido à rajada;
- o aumento da sustentação é instantâneo (isto permite que a mudança de sustentação seja calculada a partir da inclinação da curva de sustentação da asa, $L \times \alpha$);
- a asa é rígida.

O aumento do ângulo de ataque da asa quando o avião entra na região II é dado por

$$\Delta\alpha = \arctan \frac{U_e}{V_E} \cong \frac{U_e}{V_E} \quad (2.28)$$

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Note-se que, pelo facto de U_e ser bastante menor que V_E , se despreza o aumento de V_E , ou seja, V_E é praticamente igual à velocidade resultante depois de o avião entrar na rajada.

Pode representar-se o aumento da sustentação por

$$\Delta L = qS\Delta C_L = \frac{1}{2}\rho_0 V_E^2 S\Delta C_L \quad (2.29)$$

Da curva C_L x α tem-se $a=dC_L/d\alpha$, ou seja

$$\Delta C_L = a\Delta\alpha \quad (2.30)$$

Então, substituindo para $\Delta\alpha$ da *equação (2.28)* e para ΔC_L da *equação (2.30)* na *equação (2.29)* obtém-se

$$\Delta L = \frac{1}{2}\rho_0 V_E^2 Sa\Delta\alpha = \frac{1}{2}\rho_0 V_E SaU_e \quad (2.31)$$

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Pondo agora $\Delta F_z = \Delta F_{zw} = \Delta L$, desprezando a mudança da carga na empenagem horizontal, tem-se a variação do fator de carga devido à rajada

$$\Delta n_z \cong \frac{\Delta F_z}{W} \cong \frac{\Delta L}{W} = \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V_E a U_e}{W/S} \quad (2.32)$$

Se antes da rajada o avião tiver um fator de carga igual a 1, o fator de carga total fica

$$n_z = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V_E a U_e}{W/S} \quad (2.33)$$

onde os sinais positivo e negativo aplicam-se a rajadas para cima e para baixo, respetivamente.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Pode ver-se que o fator de carga devido a uma rajada de velocidade U_e é

- proporcional ao $a = dC_L / d\alpha$ do avião, o que quer dizer que o incremento do fator de carga é maior no caso de aviões cujas asas têm uma razão de aspeto elevada;
- proporcional a V_E . Isto significa que o incremento do fator de carga é maior para aviões de alta velocidade. Quando o piloto espera entrar em regiões de ar muito turbulento deve diminuir a velocidade para reduzir as cargas no avião. Desde que a estrutura seja adequada para resistir a uma determinada rajada a uma certa velocidade o avião é capaz de resistir a uma rajada mais forte a uma velocidade mais reduzida;
- inversamente proporcional à carga alar, por isso os aviões com carga alar baixa são sujeitos a acelerações maiores do que os aviões com carga alar mais elevada.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Embora as normas não o exijam, o efeito da mudança de força na empenagem horizontal pode também ser incluído usando

$$\Delta F_z = \Delta F_{zw} + \Delta F_{zt} \quad (2.34)$$

$$a = a_w + \left(\frac{S_t}{S} \right) a_t \quad (2.35)$$

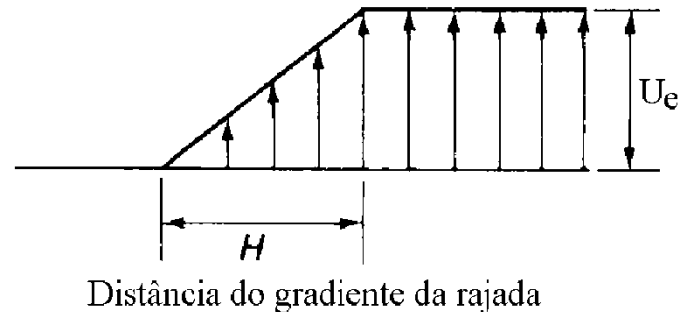
3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Rajadas com gradiente (“graded gust”):

O conceito de rajada de contorno vivo é muito conveniente para simplificar a determinação dos fatores de carga, mas uma forma idealizada que se aproxima mais das condições normais é a rajada com gradiente linear, como mostra a *figura 2.17*.

Figura 2.17 Representação da rajada com gradiente linear.



3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

A aproximação feita é que a velocidade vertical U_e aumenta linearmente desde zero até ao valor máximo numa distância H . Quando se adota esta forma de rajada não se pode desprezar a mudança de trajetória que resulta da entrada do avião na rajada.

Supondo que a rajada é para cima, o efeito desta é o de produzir movimento vertical do avião de forma que este antes de encontrar a velocidade máxima da rajada já possui uma velocidade vertical para cima.

Isto reduz a velocidade relativa entre o avião e a rajada reduzindo portanto a velocidade efetiva da rajada.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Para além da velocidade vertical adquirida durante o gradiente da rajada, o avião é sujeito a um momento de arfagem, de modo que tem lugar uma mudança na atitude do avião que, dependendo das características de estabilidade longitudinal, pode aumentar ou diminuir os fatores de carga resultantes.

Existem duas formas de tratar as rajadas com gradiente:

- Calcular o movimento vertical do avião, o movimento em arfagem e as cargas resultantes da entrada do avião na rajada;
- Calcular a velocidade de uma rajada de contorno vivo equivalente à rajada com gradiente e determinar as cargas como se a rajada fosse de contorno vivo. Isto significa que se usam as equações deduzidas anteriormente mas com a introdução de uma velocidade equivalente de rajada que será a velocidade de uma rajada de contorno vivo equivalente multiplicada por um fator de correcção (fator de alívio da rajada).

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

O fator de alívio de rajada, K_g , influencia a velocidade de rajada da seguinte forma

$$U'_e = K_g U_e \quad (2.36)$$

Para uma rajada sem gradiente $K_g=1$.

O segundo procedimento é melhor e de aplicação mais simples para os aviões convencionais e quando a corda da asa é pequena em relação à distância do gradiente H .

É desejável usar o método mais rigoroso no caso dos aviões muito grandes ou de configuração aerodinâmica não convencional.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

As velocidades de rajada encontradas nas normas foram determinadas experimentalmente com ensaios em voo.

O método usado foi medir o incremento do fator de carga e com a equação obtida para n_z calcular a velocidade equivalente da rajada.

O fator de correção é expresso em função da carga alar.

Assim, acham-se nas normas (CS-23) os valores seguintes para o fator K_g

$$K_g = 0.336 \left(\frac{W}{S} \right)^{0.25} \quad \text{para} \quad \frac{W}{S} < 78.2 \text{kgf/m}^2$$

$$K_g = 1 \quad \text{para} \quad \frac{W}{S} = 78.2 \text{kgf/m}^2$$

$$K_g = 1.336 - \frac{8.776}{(W/S)^{0.75}} \quad \text{para} \quad \frac{W}{S} > 78.2 \text{kgf/m}^2$$

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

As normas especificam certas velocidades de rajada a serem combinadas com certas velocidades de voo.

Assim tem-se, normalmente, três velocidades de rajada, U_{e1} , U_{e2} e U_{e3} , que são combinadas com as velocidades V_B , V_C e V_D .

A velocidade V_B corresponde à interseção da curva de perda com a linha das cargas especificadas para a velocidade de rajada correspondente (ver *figura 2.18*).

As curvas são obtidas através da equação

$$n_z = 1 \pm \frac{\frac{1}{2} \rho_0 V_E a U'_e}{W/S} \quad (2.37)$$

onde U'_e vem da *equação (2.36)*.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.4. Cargas de rajada

Em algumas normas (como por exemplo as CS-VLA e CS-23 para aviões utilitários) não é exigido considerar rajadas de grandes intensidades mas apenas para as velocidades de voo V_C e V_D .

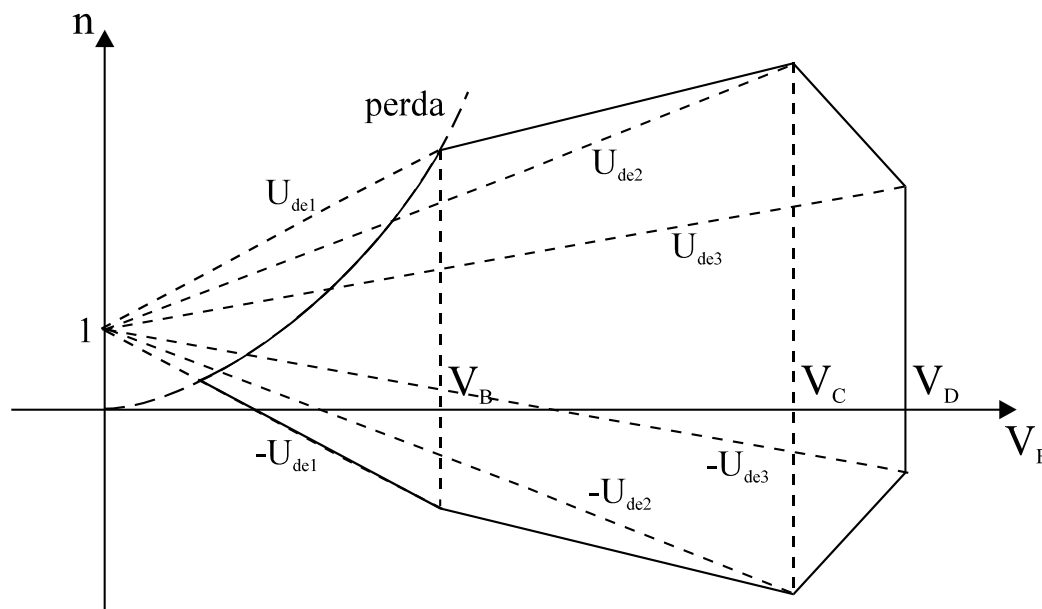


Figura 2.18 Diagrama V-n de rajada típico.

3. Envelope de voo, manobras simétricas e rajada

3.5. Diagrama V-n completo

Para se obter o envelope de voo completo sobrepõe-se o diagrama V-n de manobra (*figura 2.14*) com o diagrama V-n de rajada (*figura 2.18*), o que permite saber os fatores de carga limite em cada velocidade equivalente que o avião terá de suportar sem que haja deformação permanente da sua estrutura.

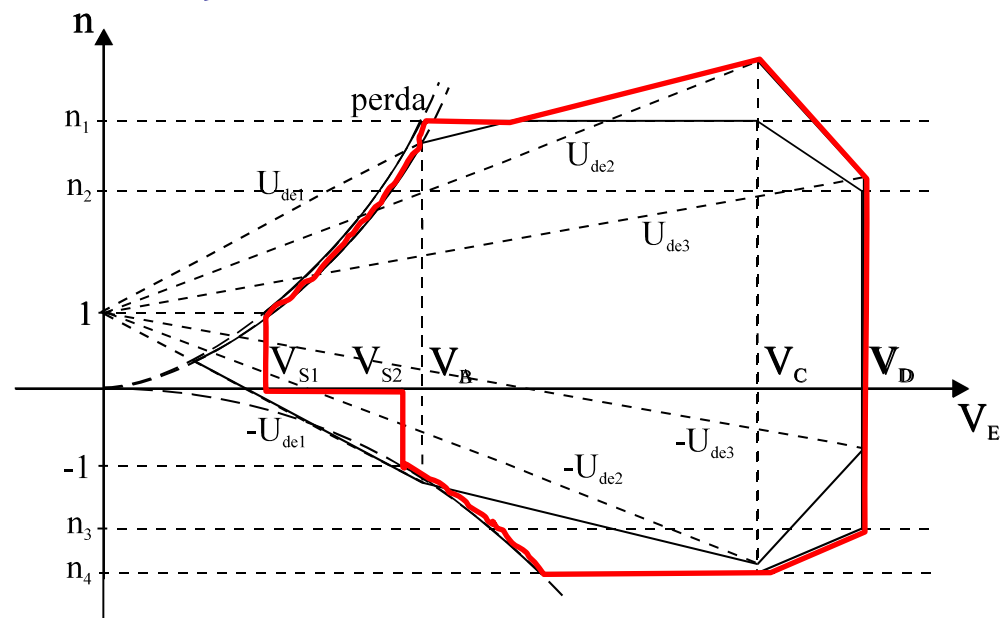


Figura 2.19 Diagrama V-n completo.

4. Cargas na empenagem horizontal

As cargas na empenagem horizontal podem dividir-se em quatro grupos principais:

- cargas de balanceamento
- cargas de manobra
- cargas de inércia
- cargas de rajada

Determinar as cargas aerodinâmicas para equilíbrio do avião com qualquer fator de carga é um problema simples.

Basta usar as equações de equilíbrio já vistas na *secção 2.2*.

Da mesma forma também se calculam os incrementos de carga devido à rajada.

4. Cargas na empenagem horizontal

Também são exigidas outras condições para o projeto da empenagem horizontal que representam condições de manobras, dentro dos limites do diagrama V-n que, embora não sejam críticas para a asa, podem produzir cargas críticas para a empenagem.

Na determinação das cargas devido a manobras deste tipo é permissível ter em conta a força do piloto e eliminar qualquer caso que exija uma força no manche maior do que os valores especificados nas normas.

Por esta razão é necessário estudar as características dos perfis com superfícies móveis e dos momentos nas articulações (momentos de charneira) das mesmas para se determinar os esforços nos comandos.



UBI
Covilhã
Portugal

4. Cargas na empenagem horizontal

É preciso notar que a estimativa dos momentos nas articulações das superfícies móveis - flapes, lemes e compensadores - a partir de dados teóricos carecem, geralmente, de exatidão de forma que sempre que possível é preferível observar dados deste tipo por meio de ensaios e que estes ensaios sejam feitos em escala natural.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

As cargas de balanceamento são as cargas mais significativas na empenagem horizontal.

É de interesse para o projeto discutir as condições nas quais as cargas máximas na empenagem para equilíbrio são encontradas. Desprezando certas forças e momentos aerodinâmicos de menor importância, serão consideradas apenas as relações entre as cargas e os momentos aerodinâmicos mostrados na *figura 2.20*.

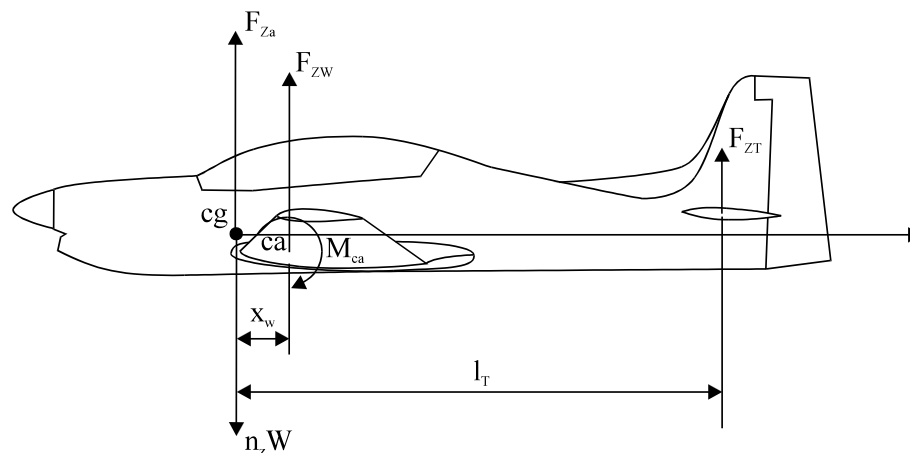


Figura 2.20 Cargas de balanceamento.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

A equação de equilíbrio dos momentos em torno do centro aerodinâmico (ca) da asa é

$$M_{ca} - n_Z W x_w - F_{Zt} (l_t - x_w) = 0 \quad (2.38)$$

Então, a carga na empenagem horizontal é

$$F_{Zt} = \frac{M_{ca} - n_Z W x_w}{l_t - x_w} \quad (2.39)$$

e, uma vez que

$$M_{ca} = q S \bar{c} C_{mca} = \frac{1}{2} \rho_0 V_E^2 S \bar{c} C_{mca} = \text{const.} V_E^2 = -K V_E^2$$

tem-se

$$F_{Zt} = \frac{-K V_E^2 - n_Z W x_w}{l_t - x_w} \quad (2.40)$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

Notar que $K > 0$.

O sinal negativo do termo KV_E^2 na *equação (2.40)* deve-se ao facto de o coeficiente de momento aerodinâmico ser geralmente negativo.

Esta equação pode ser ainda simplificada para

$$F_{Zt} = -K_1 V_E^2 - K_2 n_Z \quad (2.41)$$

onde K_1 e K_2 dependem da posição do cg.

$$K_1 = \frac{K}{l_t - x_w}$$

$$K_2 = \frac{W x_w}{l_t - x_w}$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

Para uma dada posição do cg à frente do ca têm-se valores negativos das componentes de carga que dependem de V_E e das componentes que dependem de n_z (para $n_z > 0$).

As cargas máximas para baixo ocorrem com a posição do cg mais à frente quando se combinam as cargas devido ao momento aerodinâmico a altas velocidades com as cargas devido a fatores de carga positivos elevados.

Deve, pois, investigar-se as cargas para baixo na empenagem horizontal nas velocidades V_C e V_D com os fatores de carga máximos positivos correspondentes.

As cargas máximas para cima ocorrem com velocidades mínimas combinadas com fatores de carga negativos máximos.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

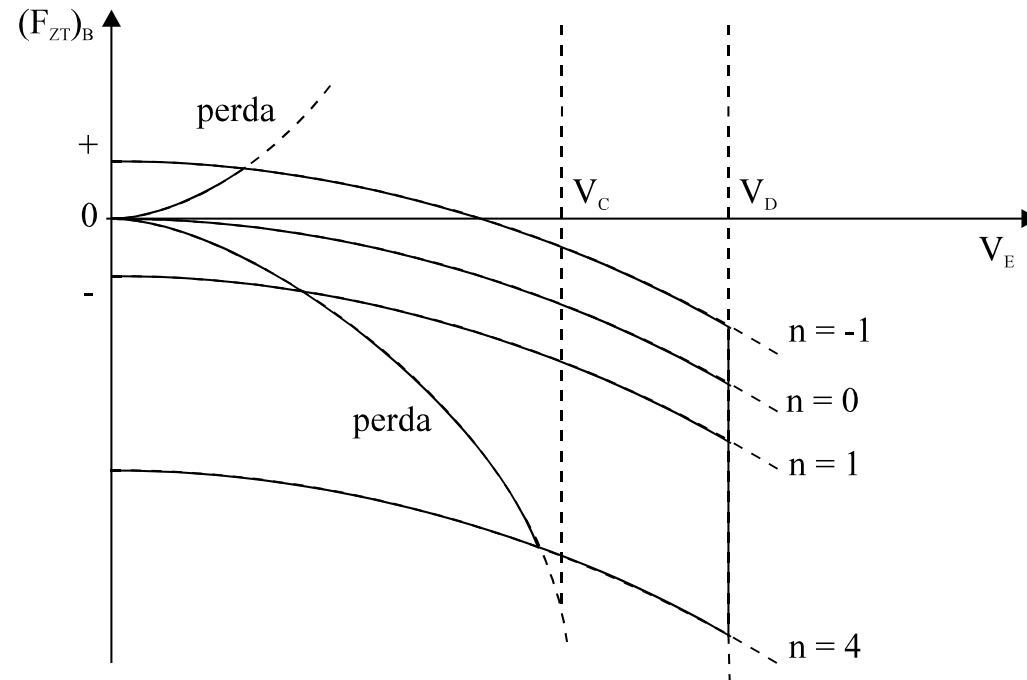


Figura 2.21 Variação da carga na empenagem horizontal com posição do cg à frente.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

Para uma posição do c_g atrás do c_a ocorrem cargas máximas para cima em baixas velocidades e valores positivos elevados do fator de carga.

Ocorrem cargas negativas máximas quando se combinam velocidades elevadas com fatores de carga negativos máximos.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

Distribuição da carga ao longo da corda:

As CS-23 especificam a distribuição de cargas de balanceamento da empenagem horizontal como mostra a *figura 2.22*, onde w é a carga por unidade de área e P é uma carga concentrada na articulação do leme de profundidade.

A distribuição da carga ao longo da envergadura da empenagem é suposta uniforme.

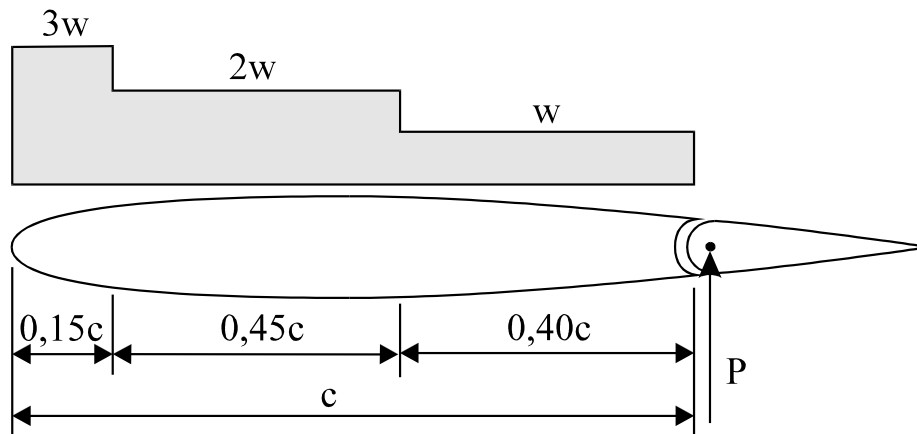


Figura 2.22 Distribuição da carga na empenagem horizontal para cargas de balanceamento.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

A *tabela 2.01* mostra a magnitude de w e de P .

	flapes retraídos	flapes defletidos
w	$1,4(F_{Zt})_B/S_t$	$1,0(F_{Zt})_B/S_t$
P	$0,4(F_{Zt})_B$	$0,0$

Tabela 2.01 Valores de w e de P .

4. Cargas na empenagem horizontal

4.1. Cargas de balanceamento

Exemplo 2.02: Pretende-se determinar o diagrama de forças de balanceamento da empenagem horizontal de uma aeronave em função da velocidade equivalente de voo, do fator de carga e da posição do centro de gravidade. As velocidades de cruzeiro e de descida são $V_c=30\text{m/s}$ e $V_D=55\text{m/s}$, respetivamente, e os fatores de carga máximo positivo e negativo são +3 e -2, respetivamente. Assuma as seguintes características da aeronave:

$S=0,625\text{m}^2$; $c=0,25\text{m}$; $l_{t1}=0,85\text{m}$; $x_{w1}=0,05\text{m}$; $l_{t2}=0,75\text{m}$; $x_{w2}=-0,05\text{m}$; $C_M=-0,1$; $W=60\text{N}$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Para além das cargas determinadas para o equilíbrio do avião (e cargas resultantes de rajadas) as normas especificam que a empenagem horizontal seja projetada para as condições de manobra não corrigida e de manobra corrigida.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Manobra não corrigida (“unchecked manoeuvre”):

A empenagem horizontal deve ser projetada para a carga que resulta da deflexão rápida do leme de profundidade até à sua posição máxima:

- para cima com velocidade do avião igual à velocidade de manobra (cabrada não corrigida);
- para baixo com velocidade do avião igual à velocidade de manobra (picada não corrigida).

Nestas condições, a deflexão máxima do leme de profundidade pode ser limitada pelos batentes ou pela força máxima especificada que pode ser aplicada no comando pelo piloto ou por meio de servo-mecanismos.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

A manobra tem o resultado representado na *figura 2.23*.

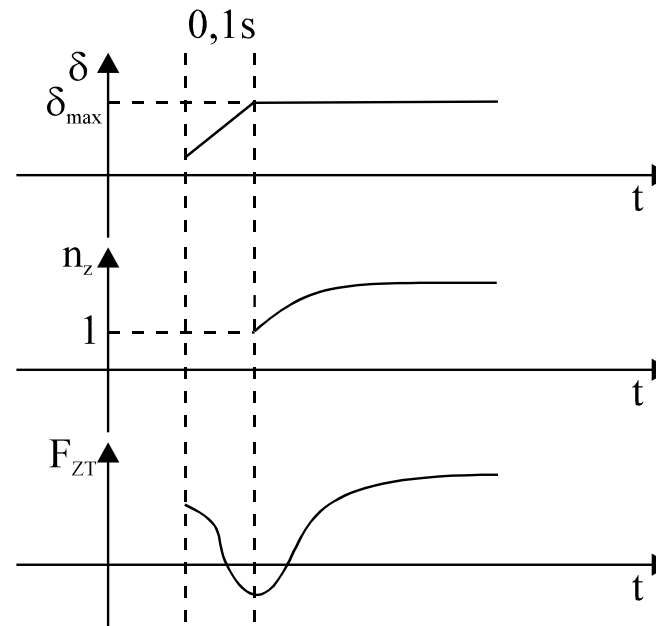


Figura 2.23 Efeito da deflexão do leme de profundidade.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

A carga na empenagem horizontal para manobra não corrigida é especificada nas CS-23 de acordo com a *figura 2.24*, onde a carga por unidade de área é dada por

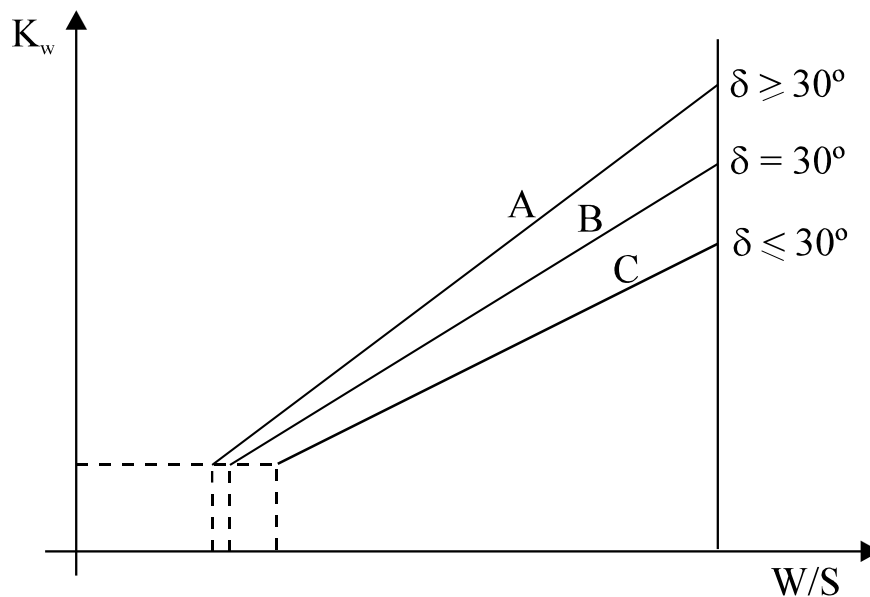
$$w = \frac{K_w n_{\max}}{4.4} \quad (2.42)$$

onde $w \geq 575 \text{ N/m}^2$, o que dá uma força de manobra na empenagem de

$$(F_{Zt})_M = w S_t \quad (2.43)$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra



A: balanceamento – 30° para cima

B: balanceamento – 20° para cima

C: balanceamento – 10° para cima

B: balanceamento – para baixo

Figura 2.24 Gráfico para a determinação de w para as cargas de manobra.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Cada uma das curvas da *figura 2.24* é usada para as deflexões de 30° , 20° e 10° do leme de profundidade para cima.

Para outros valores de δ devem ser feitas interpolações.

Para deflexões para baixo usa-se a curva *B*.

A distribuição de carga devido à manobra não corrigida é feita de acordo com a *figura 2.25* (da CS-23), que é válida para deflexões máximas para baixo ou para cima.

A distribuição ao longo da envergadura é tida como constante.

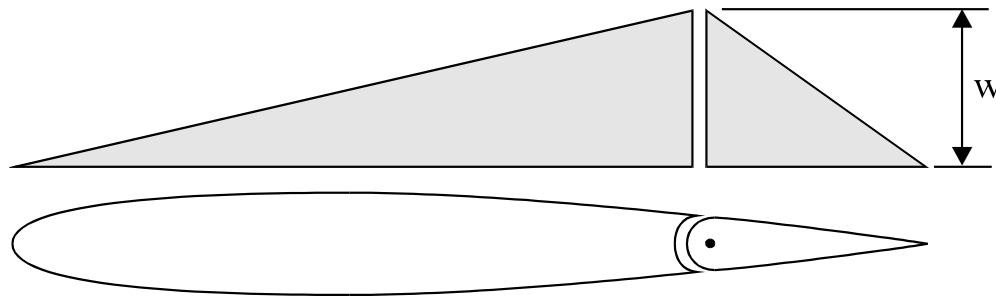


Figura 2.25 Distribuição da carga na empenagem horizontal para cargas de manobra não corrigidas.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Manobra corrigida (“checked manoeuvre”):

Nestas condições a empenagem horizontal é sujeita a certas cargas que são suficientes para produzir acelerações em arfagem cujos valores são especificados.

Estas acelerações são combinadas com os fatores de carga normais no c_g .

A manobra é visualizada da seguinte maneira:

- O avião está num trajetória reta quando o piloto puxa o manche rapidamente causando uma aceleração normal no avião atingindo o valor máximo.
- Para que esta aceleração (fator de carga) não ultrapasse o seu valor máximo, o piloto empurra o manche em seguida.

A velocidade do avião assume-se constante durante a manobra.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

A carga devido à manobra é assim dada por

$$(F_{Zt})_M = -\ddot{\theta} \frac{WK_y^2}{gl_t} \quad (2.44)$$

onde K_y é o raio de giração do avião em arfagem.

Esta carga deve ser somada à carga de balanceamento para se obter a carga aerodinâmica total na empenagem.

O fator de carga na manobra corrigida cresce de um valor inicial de voo nivelado ($n=1$) até um valor máximo $n_{\max}$ e decresce de novo, como mostra a *figura 2.26(a)*.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

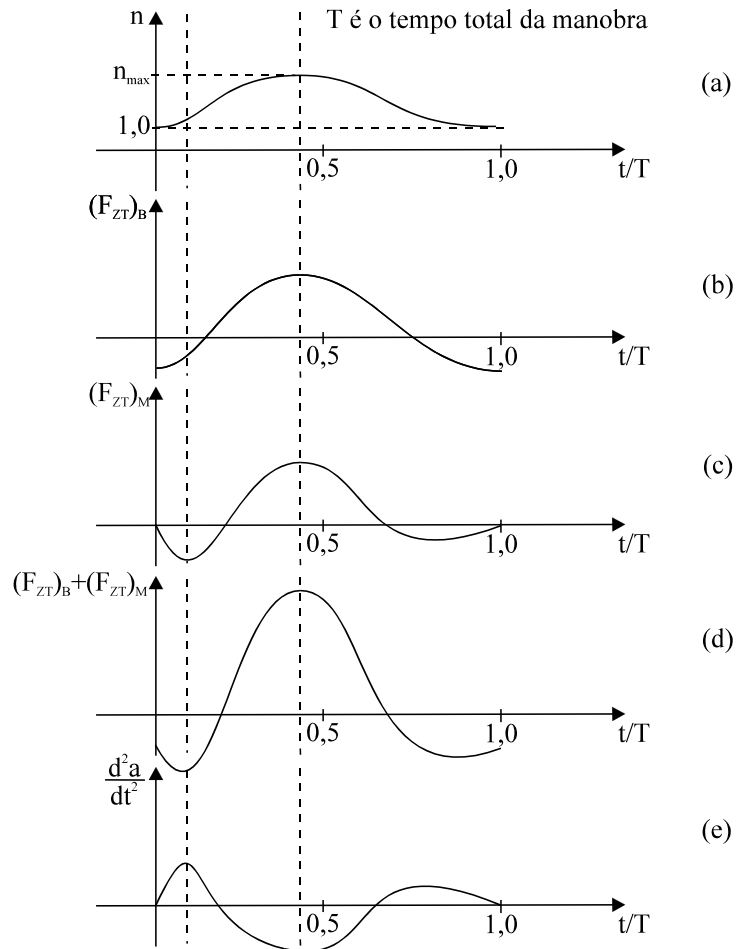


Figura 2.26 Variação das cargas na empenagem horizontal com o tempo numa manobra corrigida.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

É impossível especificar a forma exata da curva n vs t , mas uma forma que se aproxima das condições reais é

$$\Delta n = 5,75 \Delta n_{\max} e^{-4 \frac{t}{T}} \sin\left(\frac{\pi t}{T}\right) \quad (2.45)$$

onde Δn é o fator de carga em qualquer instante subtraído do inicial e $\Delta n_{\max}$ é o fator de carga máximo menos o inicial.

A carga de balanceamento que deve ser somada à carga de manobra varia de acordo com o fator de carga como mostra a *figura 2.26(b)*.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Assumindo que a mudança do ângulo de ataque ao longo da trajetória de voo é grande comparada com a mudança de direção da trajetória, a carga de manobra $(F_{zt})_M$ é, da equação (2.44), aproximadamente

$$(F_{zt})_M = -\frac{WK_y^2}{gl_t} \frac{d^2\alpha}{dt^2} \quad (2.46)$$

Se a inclinação da curva $C_L \times \alpha$ for a e assumindo que a velocidade não varia tem-se

$$\frac{d^2L}{dt^2} = \frac{1}{2} \rho S V^2 a \frac{d^2\alpha}{dt^2} \quad (2.47)$$

e assumindo também que a carga da empenagem é pequena comparada com a carga total no avião tem-se

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

$$\frac{d^2 L}{dt^2} = W \frac{d^2 n}{dt^2} \quad (2.48)$$

Substituindo as *equações* (2.47) e (2.48) na *equação* (2.46) obtém-se uma expressão aproximada para $(F_{Zt})_M$, isto é

$$(F_{Zt})_M = - \frac{WK_y^2}{gl_t} \frac{W}{1/2 \rho S V^2 a} \frac{d^2 n}{dt^2} \quad (2.49)$$

Aplicando a equação empírica (2.45) de n em função de t , ter-se-á a variação de $(F_{Zt})_M$ com o tempo representada na *figura* 2.26(c).

A carga total aerodinâmica $(F_{Zt})_B + (F_{Zt})_M$ em função do tempo está representada na *figura* 2.26(d).

Tem-se também na *figura* 2.26(e) a curva $d^2 \alpha / dt^2 \times t$.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

Da *figura 2.26* pode ver-se que os resultados se aproximam razoavelmente do real:

- a carga máxima de manobra para baixo ocorre logo no início da manobra, razão pela qual se pode associar essa carga à carga de balanceamento inicial (para $n=1$);
- a carga máxima de manobra para cima ocorre aproximadamente ao mesmo tempo que o fator de carga máximo, devendo então ser associada à carga de balanceamento correspondente ao fator de carga máximo ($n=n_{max}$).

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

As CS-23 especificam a aceleração de arfagem para o cálculo de $(F_{Zt})_M$ que deve ser, em seguida, somada à carga de balanceamento.

Para o cálculo de cargas para baixo e para cima usa-se $n_z=1$ e $n_z=n_{max}$ para os fatores de carga iniciais, respetivamente, como mostra a *tabela 2.02*.

n_{max} é o fator de carga máximo positivo do projeto e V é a velocidade de manobra em m/s.

condição	n_z	$d^2\theta/dt^2$, rad/s ²
carga para baixo	1,0	$+20n_{max}(n_{max}-1,5)/V$
carga para cima	n_{max}	$-20n_{max}(n_{max}-1,5)/V$

Tabela 2.02 Fatores de carga e acelerações de arfagem para o cálculo da carga de manobra na empenagem horizontal.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

A carga de manobra é assim determinada usando a *equação (2.44)*.

A carga total aerodinâmica é então

$$F_{Zt} = (F_{Zt})_B + (F_{Zt})_M \quad (2.50)$$

onde no cálculo de $(F_{Zt})_B$ se usa $n_z=1$ para δ para cima e $n_z=n_{max}$ para δ para baixo como mostra a *figura 2.27*.

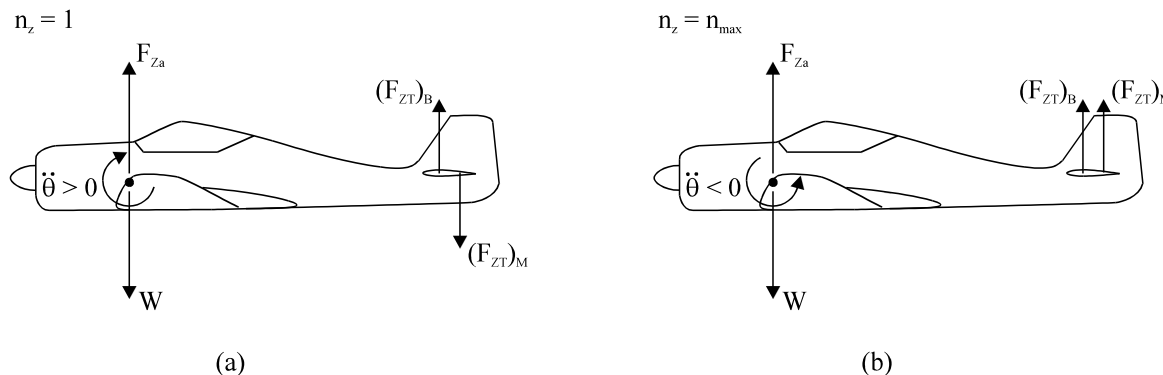


Figura 2.27
Representação das forças no avião na manobra corrigida: (a) carga para baixo; (b) carga para cima.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.2. Cargas de manobra

A distribuição da carga ao longo da corda da empenagem é feita de acordo com a *figura 2.28*.

A distribuição ao longo da envergadura é constante.

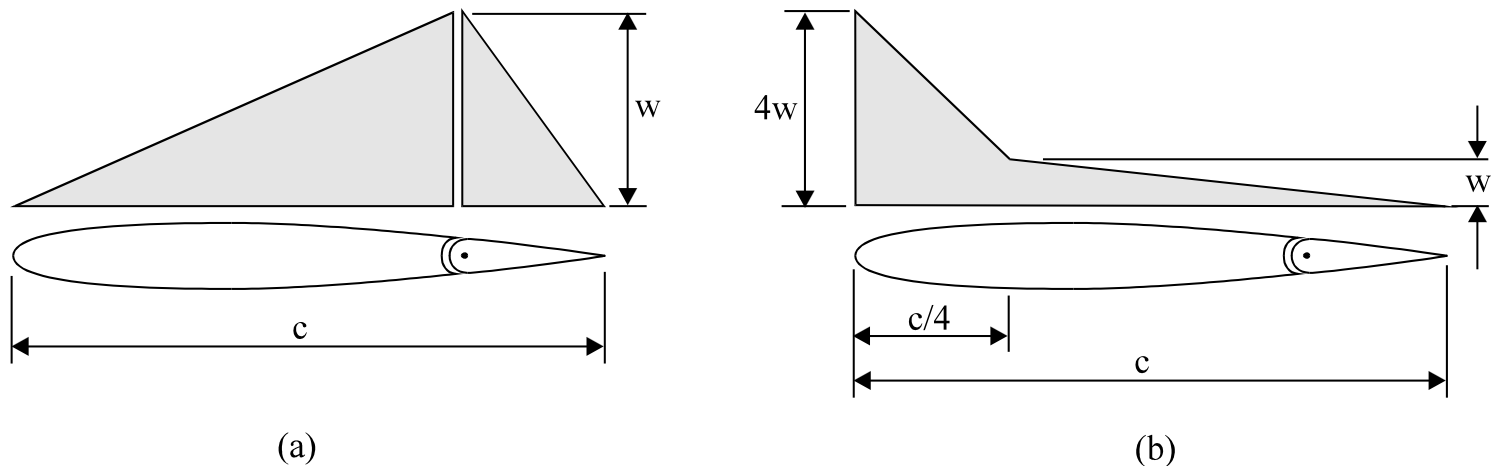


Figura 2.28 Distribuição da carga na empenagem horizontal numa manobra corrigida:
(a) carga para baixo; (b) carga para cima.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.3. Cargas de inércia

Sob condições de voo nas quais existe um fator de carga mas não se tem nenhum momento de arfagem a força no elemento de massa ΔW é

$$(F_{zt})_I = n\Delta W \quad (2.51)$$

Quando existe aceleração de arfagem vai haver também uma força de inércia adicional.

O termo adicional é dado pelo incremento do fator de carga devido à arfagem, como se viu na *secção 2.1*, isto é

$$(n_z)_{\Delta W} = n_{cg} - \frac{\ddot{\theta}}{g} x_{\Delta W} \quad (2.52)$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.3. Cargas de inércia

Então, tomando ΔW como o peso da empenagem horizontal, tem-se

$$(F_{z_t})_I = \left(n_{cg} - \frac{\ddot{\theta}}{g} l_t \right) \Delta W \quad (2.53)$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

Como já se viu anteriormente, quando o avião passa por uma rajada há um incremento de carga na asa.

Da mesma forma também há um incremento de carga na empenagem horizontal que pode ser calculado de maneira semelhante.

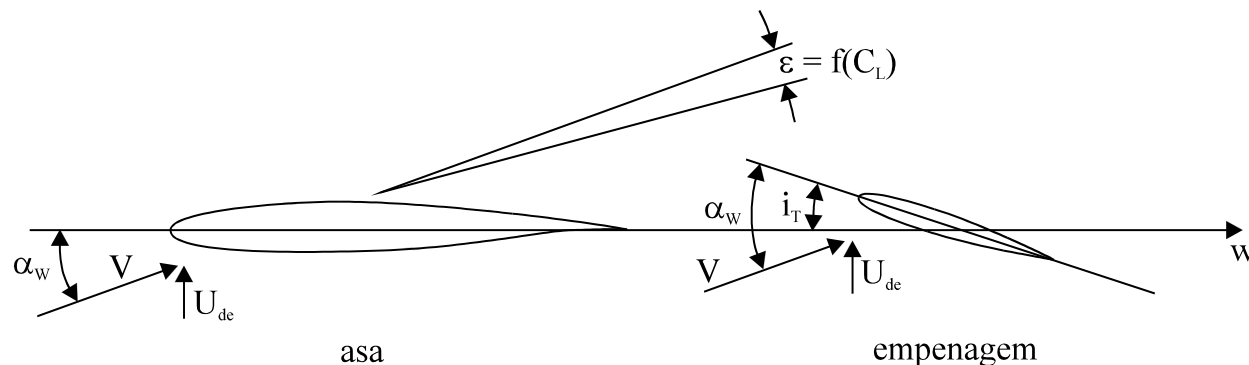


Figura 2.29 Efeito da rajada na empenagem horizontal.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

Da *figura 2.29* tira-se

$$\Delta\alpha_w \cong \frac{U_{de}}{V} \quad ; \quad \alpha_t = \alpha_w + i_t - \varepsilon$$

Então

$$\Delta\alpha_t = \Delta\alpha_w - \Delta\varepsilon = \Delta\alpha_w \left(1 - \frac{\Delta\varepsilon}{\Delta\alpha_w} \right) \quad (2.54)$$

Também se tem

$$\Delta C_{Z_t} = a_t \Delta\alpha_t \quad ; \quad F_{Z_t} = q_t S_t C_{Z_t}$$

de onde se tira

$$\Delta F_{Z_t} = K q_t S_t \Delta C_{Z_t} = K q_t S_t a_t \Delta\alpha_t \quad (2.55)$$

4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

K é o fator de alívio da rajada.

Substituindo para $\Delta\alpha_t$ da *equação (2.54)* na *equação (2.55)* e sabendo que

$$\Delta\alpha_w \cong \frac{U_{de}}{V} \quad ; \quad V_t \cong V$$

obtém-se

$$\Delta F_{zt} = \frac{1}{2} K \rho S_t a_t \left(1 - \frac{\Delta\varepsilon}{\Delta\alpha_w} \right) U_{de} V \quad (2.56)$$

O termo $1 - \Delta\varepsilon / \Delta\alpha_w$ é o fator de “downwash” que se deve à variação do ângulo de ataque efetivo da empenagem horizontal induzido pela asa.

Este incremento de carga devido à rajada pode também ser determinado por meio de gráficos especificados nas normas.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

A CS-23 especifica uma curva para cargas na empenagem devido à rajada em função de W/S do avião e para cada velocidade de rajada.

4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

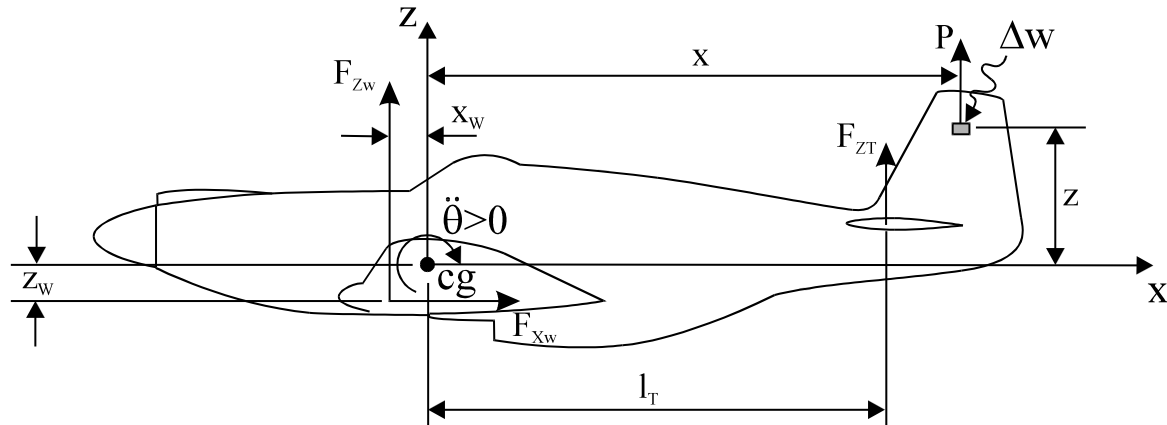
Cargas de inércia/momentos de arfagem devido às rajadas:

No caso das rajadas, o avião está inicialmente em voo equilibrado de forma que o momento de arfagem é nulo e não há aceleração angular.

Assim, o fator de carga em qualquer ponto do avião é igual ao fator de carga no cg.

Depois de encontrar uma rajada o avião deixa de estar em equilíbrio porque a rajada provoca um momento de arfagem.

Tem-se, assim, uma aceleração angular em torno do cg de forma que aparecem incrementos do fator de carga, em cada ponto do avião, proporcionais à distância desse ponto ao cg, conforme já se viu anteriormente.



4. Cargas na empenagem horizontal

4.4. Cargas de rajada

Este momento tem que ser equilibrado pela inércia do avião

$$M_0 = I_y \ddot{\theta} \quad (2.58)$$

onde I_y é o momento de inércia do avião em torno do eixo y .

Em qualquer ponto (x,y) do avião onde se tem um elemento de peso ΔW o fator de carga n_{zp} é dado por

$$n_{zp} = n_{cg} - \frac{\ddot{\theta}}{g} x = n_{cg} - \frac{M_0}{I_y g} x \quad (2.59)$$

5. Cargas na empenagem vertical

As cargas na empenagem vertical são determinadas de maneira semelhante às cargas da empenagem horizontal, porém as cargas para equilíbrio são nulas.

Assim, as cargas mais importantes são devido às manobras e às rajadas.

5. Cargas na empenagem vertical

5.1. Cargas de manobra

As normas especificam três condições de manobra para a determinação das cargas na empenagem.

A empenagem vertical deve ser projetada para as cargas que resultam das manobras seguintes, com a velocidade do avião desde V_{nc} (velocidade mínima de controlo com falha do motor mais crítico) até V_A (velocidade de manobra).

5. Cargas na empenagem vertical

5.1. Cargas de manobra

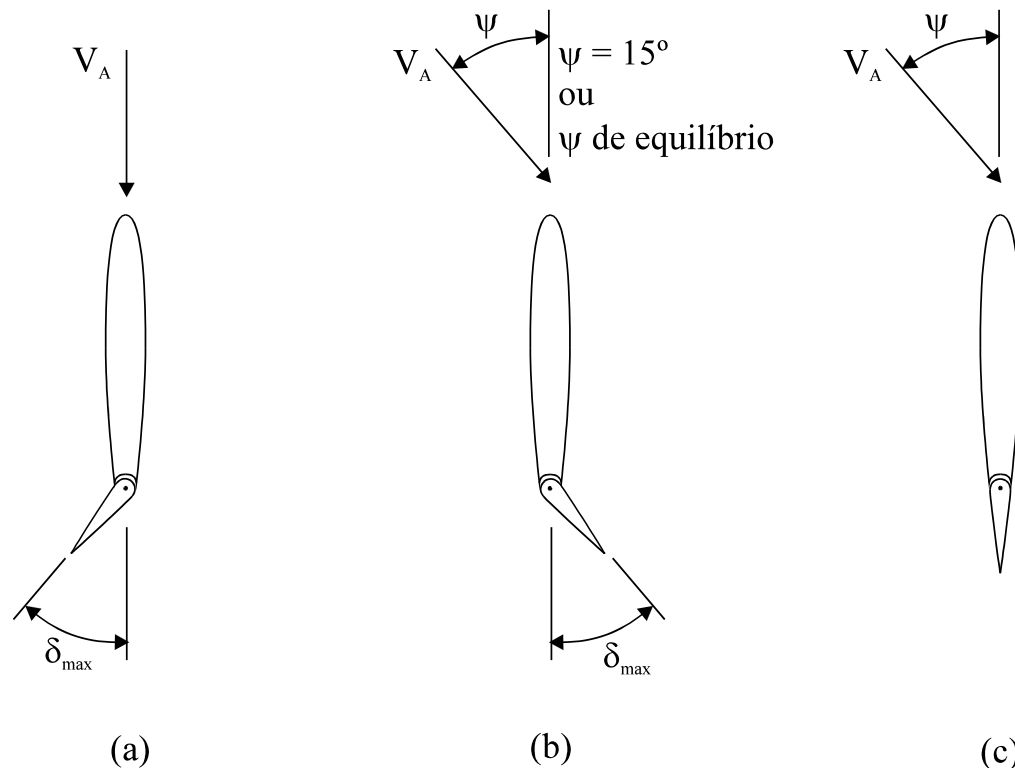


Figura 2.31 Manobras: (a) ângulo de ataque baixo com leme na posição máxima; (b) ângulo de ataque alto com leme na deflexão máxima; (c) ângulo de ataque alto com leme na posição neutra.

5. Cargas na empenagem vertical

5.1. Cargas de manobra

- a) com o avião em voo equilibrado com ângulo de guinada nulo, supõe-se que o leme de direção seja defletido subitamente até à deflexão máxima. Esta deflexão máxima é limitada, ou pelos batentes ou pela força exercida no pedal pelo piloto;
- b) com o avião numa guinada de 15° ² e o leme de direção na sua posição máxima (à semelhança de a), tendendo a aumentar a guinada;
- c) com o avião numa guinada de 15° ³ com o leme na posição neutra (ou numa posição limitada pela força do piloto).

² É uma especificação das CS-23. Noutros casos considera-se que o avião está no equilíbrio anterior e então o leme é levado até à posição neutra.

³ As CS-23 especificam apenas a velocidade V_A .

5. Cargas na empenagem vertical

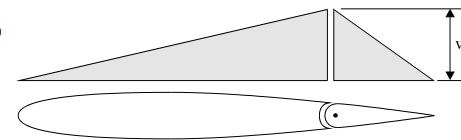
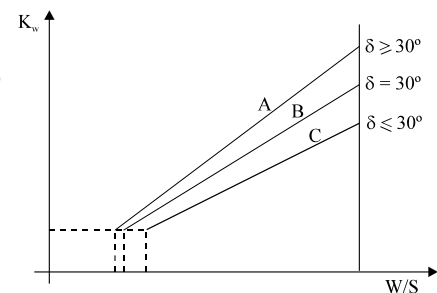
5.1. Cargas de manobra

As cargas podem ser determinadas para o ângulo de ataque de equilíbrio por meio das características aerodinâmicas da empenagem vertical.

As CS-23 especificam a carga média por unidade de área $\underline{w}$ para cada caso.

Para a condição de manobra (a) $\underline{w}$ é obtido através da curva de $\underline{w}$ em função de W/S , representada na *figura 2.24*, usando a mesma especificação de deflexões.

A distribuição da carga ao longo da corda da empenagem vertical é a mesma que para as cargas devido às manobras não corrigidas na empenagem horizontal (ver *figura 2.25*).



5. Cargas na empenagem vertical

5.1. Cargas de manobra

Para a condição de manobra (b), $\underline{w}$ é obtido da curva C da *figura 2.24*.

A distribuição é a mesma que para as cargas de balanceamento na empenagem horizontal (ver *figura 2.22*) com a diferença de que a carga na superfície da empenagem vertical deve ser 120 % da carga total da empenagem.

A carga concentrada P na articulação deve ser 20 % da carga da empenagem.

Para a condição (c), $\underline{w}$ é obtido da curva A do mesmo diagrama e a distribuição da carga na empenagem deve ser de acordo com a especificada para as cargas da empenagem horizontal devido às manobras corrigidas - cargas para cima - (ver *figura 2.28(b)*).

5. Cargas na empenagem vertical

5.2. Cargas de rajada

Supõe-se que o avião encontra uma rajada lateral de velocidade especificada nas normas, atuando perpendicularmente ao plano de simetria do avião.

Antes de o avião encontrar a rajada assume-se que este voa com velocidade de cruzeiro V_C .

As CS-23 especificam uma expressão para o cálculo da carga na empenagem vertical devido às rajadas laterais:

$$(F_{Y_v})_G = \frac{K_{gv} U_{de} V_E a_v S_v}{1,63} \quad (2.60)$$

onde

$$K_{gv} = \frac{0.88 \mu_{gv}}{5.3 + \mu_{gv}} \quad ; \quad \mu_{gv} = \frac{2W}{\rho \bar{c}_v g a_v S_v} \left(\frac{K_z}{l_v} \right)^2$$

são o fator de redução da rajada e o coeficiente de massa lateral, respetivamente.

6. Cargas assimétricas

O avião também está sujeito a cargas assimétricas.

Os momentos aerodinâmicos em relação ao centro de gravidade devem ser balanceados pela inércia do avião.

Vão analisar-se duas condições de voo assimétrico.

- Movimentos de rolamento (em torno do eixo x):
produzidos por rajadas assimétricas e pela deflexão dos ailerons;
- Movimentos de guinada (em torno do eixo z):
produzidos por rajadas laterais e pela deflexão do leme de direção.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

Quando, por exemplo, os ailerons são defletidos, o avião inicia um movimento de rotação em torno do eixo longitudinal, como mostra a *figura 2.32*.

p é a velocidade angular de rolamento e $\dot{p}$ a sua derivada.

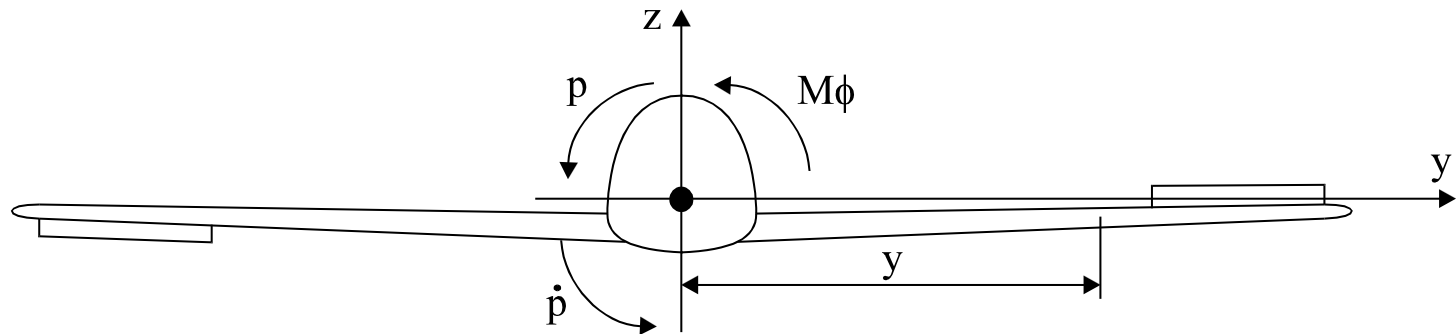


Figura 2.32 Movimento de rolamento.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

Devido à existência de uma velocidade angular, o ângulo de ataque ao longo da envergadura da asa é modificado.

Na asa que sobe (*figura 2.33*) o efeito do rolamento é equivalente à diminuição do ângulo de ataque.

A velocidade py causa um momento aerodinâmico amortecedor que tende a opor-se ao rolamento resultante da ação dos ailerons.

asa que sobe

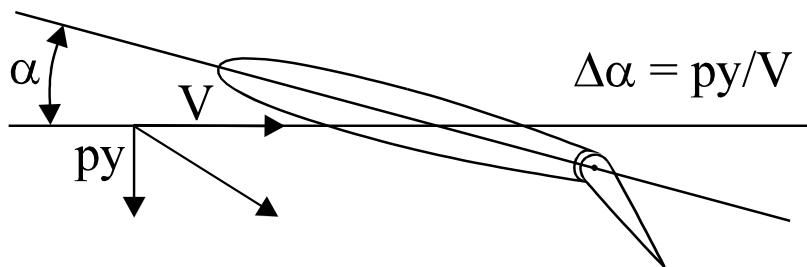


Figura 2.33
Modificação do ângulo de ataque local devido ao rolamento.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

Este momento chama-se *momento aerodinâmico amortecedor de rolamento* e é proporcional à velocidade de rolamento p_y . Assim, para cada posição dos ailerons, chega-se a uma velocidade angular de rolamento constante, que é determinada pela condição de que o momento produzido pelos ailerons é igual ao momento produzido pela velocidade de rolamento p_y . O efeito do movimento de rolamento na distribuição da sustentação ao longo da envergadura está representado na *figura 2.34*.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

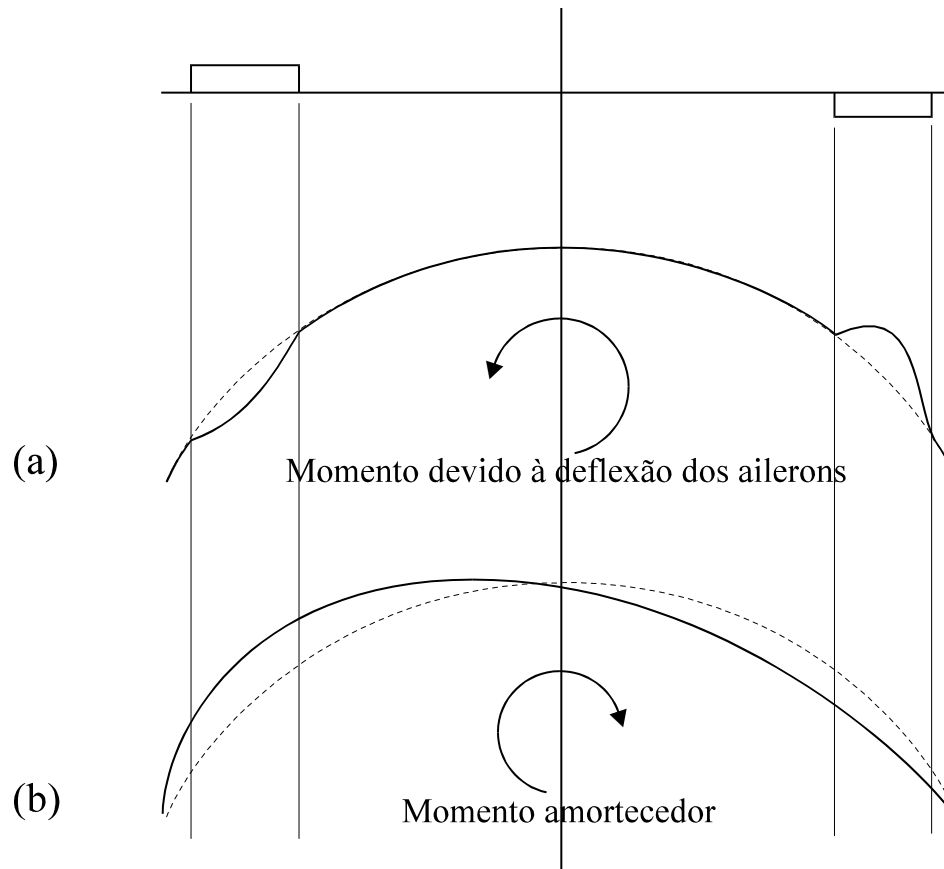


Figura 2.34 Movimento de rolamento.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

Cargas nos ailerons:

De acordo com as normas (CS-23) o avião deve ser projetado para resistir às cargas que resultam de certas condições de rolamento que podem ser produzidas pelo uso dos ailerons, isto é, cargas devido às manobras de rolamento.

Estas cargas devem ser consideradas em combinação com um fator de carga no avião igual a pelo menos dois terços do fator de carga máximo positivo de manobra.

Na determinação das deflexões dos ailerons necessárias para produzir as condições de rolamento exigidas deve ter-se em conta as deformações de torção das asas, adicionando-se incrementos (especificados nas normas) aos coeficientes de momento dos ailerons.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

As deflexões máximas dos ailerons podem ser limitados por valores que correspondem ao esforço máximo do piloto.

As condições de projeto especificadas nas CS-23 são:

- Com velocidade do avião igual a V_A considera-se que os ailerons são defletidos subitamente até à posição máxima;
- Com velocidade do avião igual a V_c considera-se que os ailerons são defletidos até à posição necessária para produzir uma velocidade de rolamento não inferior à velocidade de rolamento produzida no primeiro caso;
- Com velocidade do avião igual a V_D considera-se que os ailerons são defletidos até à posição necessária para produzir uma velocidade de rolamento não inferior a um terço da velocidade de rolamento obtida no primeiro caso.

6. Cargas assimétricas

6.1. Cargas de rolamento

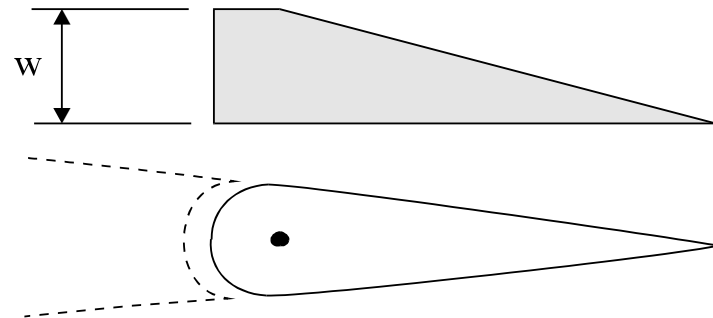
As CS-23 especificam para o cálculo de cargas nos ailerons o seguinte:

A carga média na superfície do aileron pode ser obtida pelo diagrama $\underline{w}$ vs W/S da *figura 2.24*.

Utiliza-se a curva B do diagrama, tanto para deflexões para cima como para baixo.

A distribuição da carga no aileron está representada na *figura 2.35*.

Figura 2.35
Distribuição da carga no
aileron.

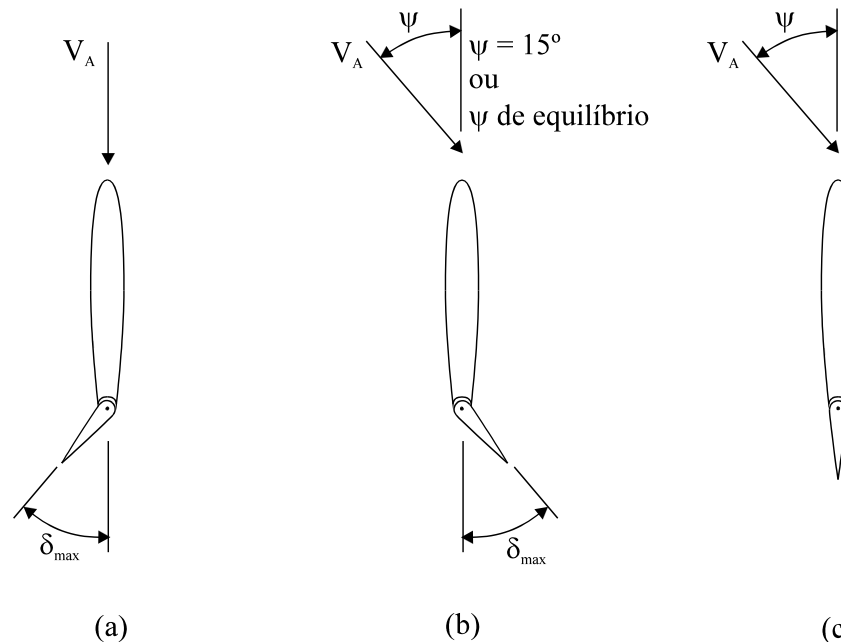


6. Cargas assimétricas

6.2. Cargas de guinada

As cargas de guinada ocorrem principalmente na empenagem vertical.

Na *secção 5.1* já se viu quais são as especificações apontadas na normas.



7. Cargas na fuselagem

As cargas na fuselagem podem resultar de manobras de voo, aterragem e operação no solo.

As cargas na fuselagem resultam principalmente da distribuição de peso, das cargas na cauda e das cargas no trem auxiliar.

Também existem cargas de pressurização nalguns aviões.

É comum dividir a fuselagem em três partes como mostra a *figura 2.36*.

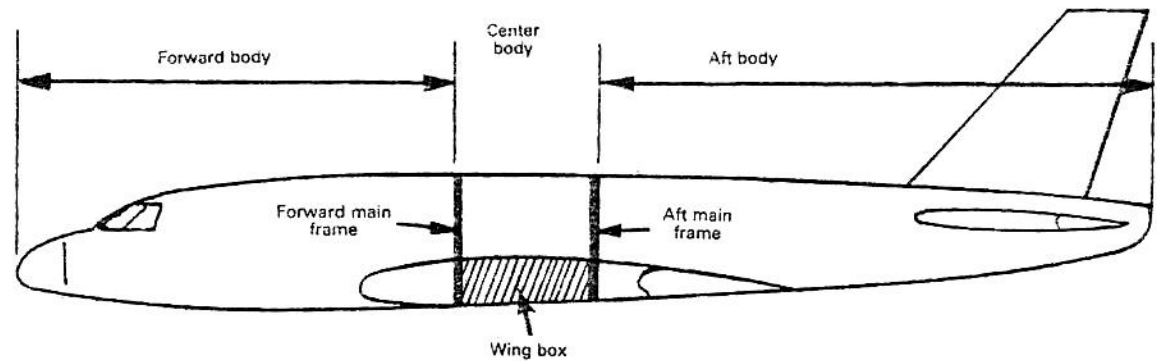


Figura 2.36 Divisão da fuselagem em três secções.

7. Cargas na fuselagem

7.1. Distribuição de peso

A distribuição de peso dos vários componentes permite obter a posição do centro de gravidade.

A distribuição de inércia resultante de componentes distribuídos (estrutura, passageiros, combustível, etc.) e de componentes pontuais (motor, trem, sistemas, etc.) sujeitos a aceleração tem que ser determinada nas várias condições de voo (e solo).

7. Cargas na fuselagem

7.2. Parte dianteira

- Em manobras simétricas, as cargas são verticais (em z) e predominantemente de inércia. Obtêm-se do peso multiplicado pelo fator de carga.
- Cargas aerodinâmicas (em z) são normalmente pequenas exceto em fuselagens “widebody”. Efeitos locais podem ter relevância.
- Cargas laterais (em y) resultam principalmente de acelerações laterais ou de guinada, resultando em cargas de inércia e em cargas aerodinâmicas que têm magnitude relevante.
- As cargas críticas podem resultar de carregamentos no trem de aterragem na aterragem e na travagem, que para além da flexão também criam torção.

7. Cargas na fuselagem

7.3. Parte central

As cargas nesta zona resultam da integração das cargas aplicadas no resto da fuselagem (parte dianteira e parte traseira).

7. Cargas na fuselagem

7.4. Parte traseira

- As cargas críticas verticais são uma combinação de cargas de inércia e de cargas de balanceamento da empenagem horizontal. Estas cargas são função da posição do cg.
- A cargas laterais são uma combinação de cargas aerodinâmicas na empenagem vertical e de cargas de inércia.
- As cargas aerodinâmicas na parte traseira da fuselagem podem ser, geralmente, desprezadas. Estas cargas atuam na mesma direção das cargas de inércia, por isso desprezá-las não é conservador.

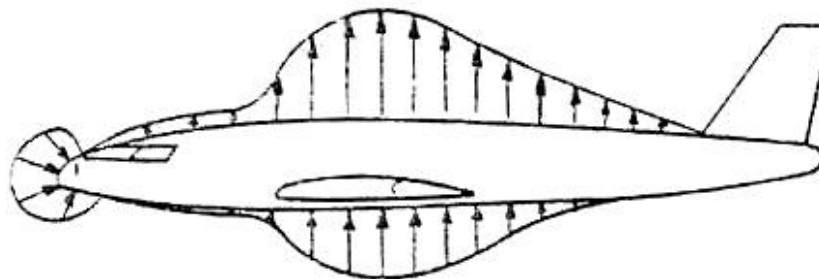
7. Cargas na fuselagem

7.5. Pressão externa

As pressões externas na fuselagem são geralmente pequenas, exceto perto da asa e junto a protuberâncias.

A distribuição de pressão da asa junto à raiz é transferida para a fuselagem como mostra a *figura 2.38*. Nesta zona, a magnitude das pressões tem a ordem de grandeza das pressões da asa.

Figura 2.38
Distribuição de pressão
na fuselagem.



7. Cargas na fuselagem

7.6. Pressurização

A pressão interna da fuselagem depende da altitude de voo e do conforto desejado para os ocupantes, através da pressão de cabine.

A pressurização da fuselagem resulta em carregamentos estruturais importantes.

Eles induzem tensões de hoop e longitudinais que têm que ser combinadas com as resultantes dos carregamentos das condições de voo ou de operação no solo.

8. Cargas no trem de aterragem

Existem muitas configurações de trem de aterragem, cada uma tendo as suas características próprias.

Vai-se analisar um caso geral de uma configuração triciclo.

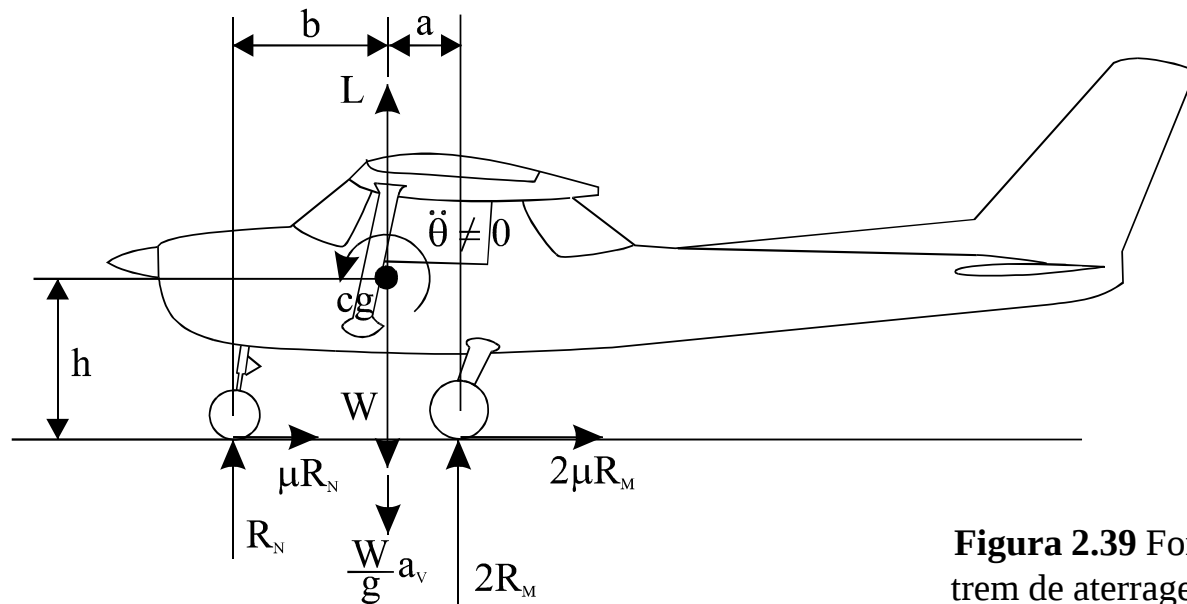


Figura 2.39 Forças no trem de aterragem com avião nivelado.

8. Cargas no trem de aterragem

Os parâmetros envolvidos são:

R_M - carga numa perna/roda principal

R_N - carga na perna/roda do nariz

W - peso da aeronave

n_g - fator de carga no solo

μ_M - coeficiente de atrito na roda principal

μ_N - coeficiente de atrito na roda do nariz

As equações de movimento, da força vertical e do momento de arfagem, em torno do CG ficam:

$$\frac{W}{g} a_v = L - W + R_N + 2R_M \quad (2.61)$$

$$I_{yy} \ddot{\theta} = R_N b - \mu_N R_N h - 2R_M a - 2\mu_M R_M h \quad (2.62)$$

8. Cargas no trem de aterragem

Da equação (2.61) pode escrever-se

$$\frac{W}{g} a_v + W - L = \left(\frac{a_v}{g} + 1 - \frac{L}{W} \right) W = \left(\frac{a_v}{g} + 1 - n \right) W = n_g W$$

O fator de carga no solo fica, assim, definido como

$$n_g = \frac{a_v}{g} + 1 - n \quad (2.63)$$

Logo, a equação da força vertical pode escrever-se na forma

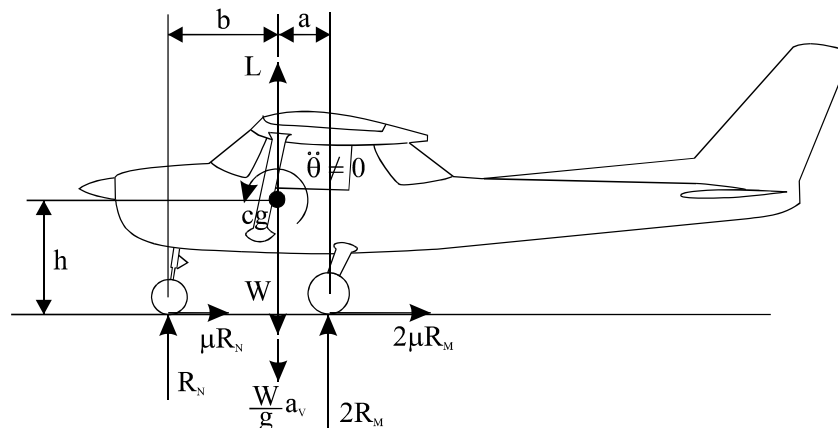
$$n_g W = R_N + 2R_M \quad (2.64)$$

8. Cargas no trem de aterragem

Resolvendo as *equações (2.62) e (2.64)* em ordem a R_N e R_M , para $\ddot{\theta} = 0$, obtém-se as reações (cargas) nas rodas na forma

$$R_M = \frac{n_g W}{2} \left[\frac{b - \mu_N h}{a + b + (\mu_M - \mu_N) h} \right] \quad (2.65)$$

$$R_N = n_g W \left[\frac{a + \mu_M h}{a + b + (\mu_M - \mu_N) h} \right] \quad (2.66)$$



8. Cargas no trem de aterragem

8.1. Cargas estáticas

Nesta situação, tem-se $n_g=1$ e, como a aeronave não está em movimento, as forças horizontais nas rodas são nulas, $\mu_N R_N=0$ e $\mu_M R_M=0$, logo as cargas nas rodas ficam

$$R_M = \frac{W}{2} \left(\frac{b}{a+b} \right) \quad (2.67)$$

$$R_N = W \left(\frac{a}{a+b} \right) \quad (2.68)$$

A carga mais crítica no trem principal ocorre quando o CG está mais recuado (b maior).

A carga mais crítica no trem do nariz ocorre quando o CG está mais avançado (a maior).

8. Cargas no trem de aterragem

8.2. Cargas de travagem

Nesta situação, tem-se $n_g=1$, assume-se que só as rodas principais têm travões com $\mu_N=0$ e $\mu_M=0.3$ a 0.4 , logo as cargas nas rodas, a partir das *equações* (2.65) e (2.66), ficam

$$R_M = \frac{W}{2} \left(\frac{b}{a+b+\mu_M h} \right) \quad (2.69)$$

$$R_N = W \left(\frac{a+\mu_M h}{a+b+\mu_M h} \right) \quad (2.70)$$

A carga mais crítica no trem do nariz ocorre quando o CG está mais avançado (a maior).

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Na aterragem podem ter-se três situações:

- Aterragem nivelada
- Aterragem nas rodas principais
- Aterragem numa roda principal

Nos dois últimos casos a aeronave sofre uma aceleração angular de arfagem que afeta a energia absorvida pelo trem e, consequentemente, as forças de reação nas rodas.

Para ter em conta este efeito, pode usar-se uma correção com base no conceito do peso equivalente.

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Peso equivalente

(a) A aceleração do CG é dada por

$$a_{CG} = \frac{R}{W/g} \quad (2.71)$$

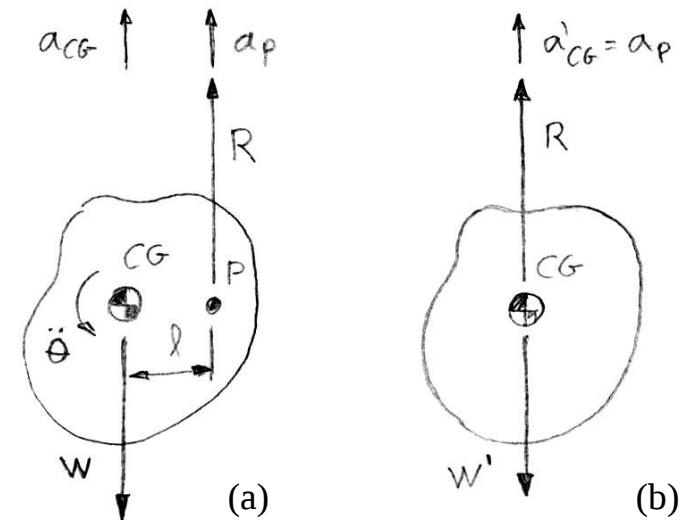
A aceleração do ponto P é

$$a_P = a_{CG} + \ddot{\theta}l$$

e

$$\ddot{\theta}I = Rl$$

Figura 2.40 Determinação do peso equivalente.



8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Sabendo que o raio de giração é definido como

$$k = \sqrt{\frac{I}{m}} \quad (2.72)$$

e substituindo esta definição nas duas equações anteriores tem-se

$$a_P = a_{CG} + \frac{Rl^2}{I} = \frac{R}{W/g} + \frac{Rl^2}{(W/g)k^2}$$

ou seja

$$a_p = \frac{R}{W/g} \left(1 + \frac{l^2}{k^2} \right) \quad (2.73)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

(b) Qual é a massa W'/g que sob a ação da força R sofre uma aceleração $a_p = a_{CG}$?

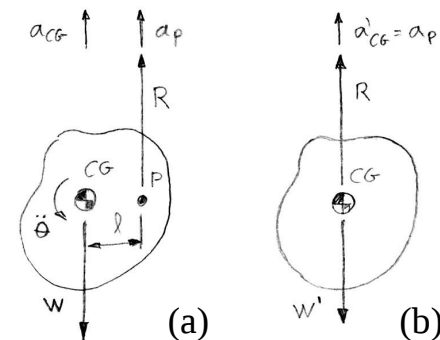
Para responder a esta questão coloca-se

$$\frac{R}{W'/g} = \frac{R}{W/g} \left(1 + \frac{l^2}{k^2} \right)$$

Resolvendo em ordem a W' obtém-se o peso equivalente

$$W' = W \left(1 + \frac{l^2}{k^2} \right)^{-1} \quad (2.74)$$

Pode ver-se que se $l \neq 0$ tem-se $W' < W$.



8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Num caso mais geral onde haja rotação em torno do eixo x e do eixo y, o peso equivalente fica

$$W' = W \left(1 + \frac{x^2}{k_y^2} + \frac{y^2}{k_x^2} \right)^{-1} \quad (2.75)$$

onde x e y são distâncias do ponto de aplicação da força ao CG e os raios de giração em torno de x e de y são dados, respetivamente, por

$$k_x = \sqrt{\frac{I_{xx}}{m}} \quad (2.76)$$

$$k_y = \sqrt{\frac{I_{yy}}{m}} \quad (2.77)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

O método do peso equivalente permite calcular as cargas no trem para situações em que a aceleração angular não é nula, mas em que se transfere o efeito da aceleração angular para o peso equivalente.

Nesta situação, os valores das cargas nas rodas ficam

$$R_M = \frac{n_g W'}{2} \left[\frac{b - \mu_N h}{a + b + (\mu_M - \mu_N)h} \right] \quad (2.78)$$

$$R_N = n_g W' \left[\frac{a + \mu_M h}{a + b + (\mu_M - \mu_N)h} \right] \quad (2.79)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Aterragem nivelada

No caso da aterragem nivelada as acelerações angulares continuam a ser zero porque todas as rodas tocam no solo ao mesmo tempo.

Assim $W' = W$ e os coeficientes de atrito são iguais, $\mu_N = \mu_M = \mu$, tipicamente com o valor de 0,25 no impacto com o solo.

As cargas ficam

$$R_M = \frac{n_g W}{2} \left(\frac{b - \mu h}{a + b} \right) \quad (2.80)$$

$$R_N = n_g W \left(\frac{a + \mu h}{a + b} \right) \quad (2.81)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Aterragem nas rodas principais

Nesta situação as duas rodas principais tocam no solo em simultâneo mas a roda do nariz está um pouco levantada.

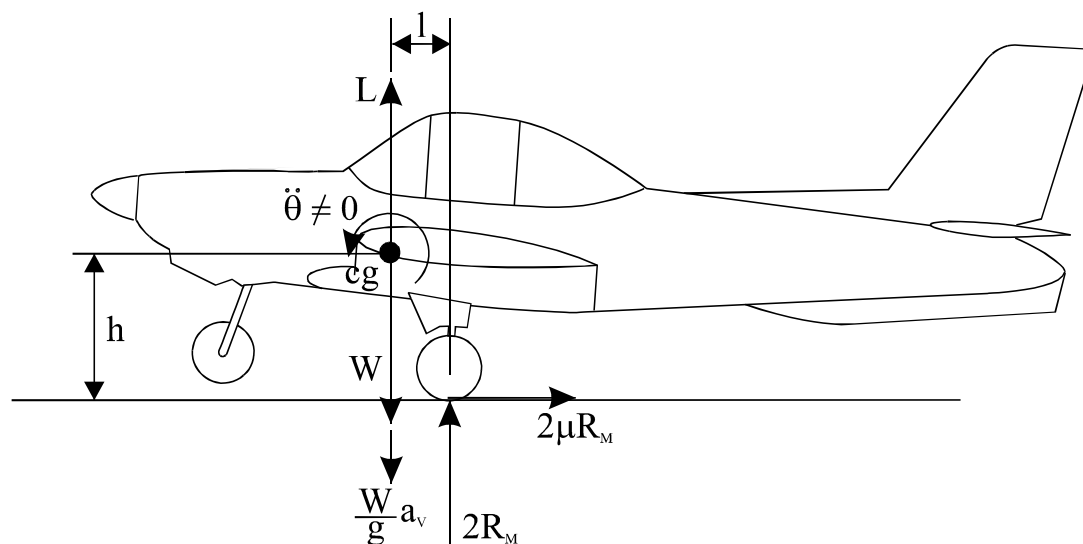


Figura 2.41 Aterragem nas rodas principais.

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Assim, com base na *figura 2.41*, com aceleração angular apenas em torno de y , tem-se

$$W' = W \left(1 + \frac{l^2}{k_y^2} \right)^{-1} \quad (2.82)$$

$$R_M = \frac{n_g W}{2} \left(1 + \frac{l^2}{k_y^2} \right)^{-1} \quad (2.83)$$

$$R_N = 0 \quad (2.84)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Aterragem numa roda principal

Nesta situação apenas uma roda principal toca no solo.
As outras rodas ficam no ar.

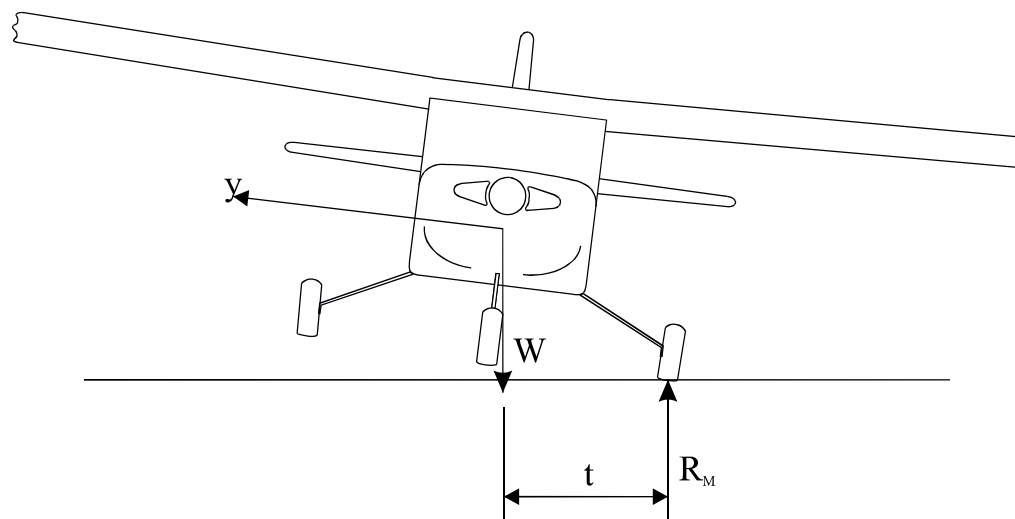


Figura 2.42 Aterragem numa roda principal.

8. Cargas no trem de aterragem

8.3. Cargas de aterragem

Assim, com base na *figura 2.42*, percebe-se que pode haver aceleração angular torno de x e em torno de y .

Logo

$$W' = W \left(1 + \frac{l^2}{k_y^2} + \frac{t^2}{k_x^2} \right)^{-1} \quad (2.85)$$

$$R_M = n_g W \left(1 + \frac{l^2}{k_y^2} + \frac{t^2}{k_x^2} \right)^{-1} \quad (2.86)$$

$$R_N = 0 \quad (2.87)$$

8. Cargas no trem de aterragem

8.4. Outras cargas

Ainda existem outras situações a considerar na obtenção das cargas no trem:

- Cargas laterais, resultantes de voltas e aterragens desalinhadas
- Combinação de cargas verticais, longitudinais e laterais
- Cargas dinâmicas resultantes de irregularidades do piso