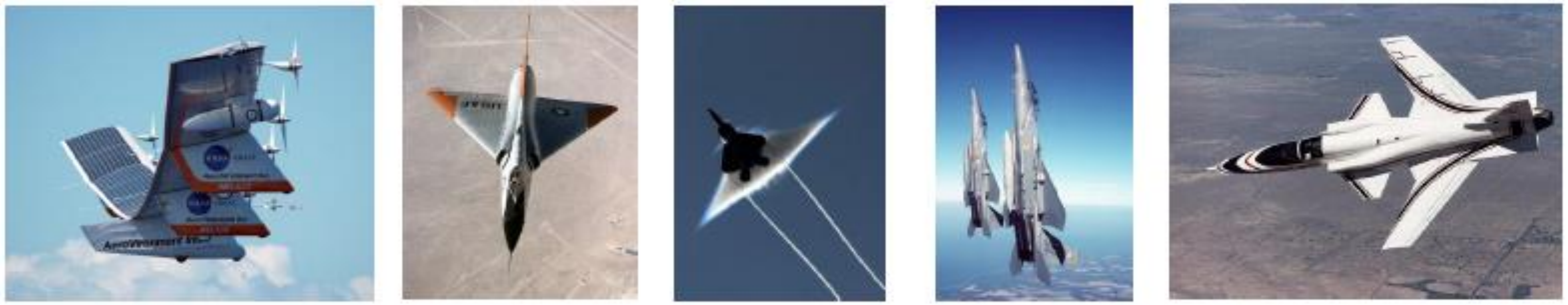
Universidade de Brasília

Faculdade UnB Gama

Mecânica do Voo

Estabilidade e Controle 3.2



I. INTRODUÇÃO À ESTABILIDADE E CONTROLE
II. ESTABILIDADE ESTÁTICA E CONTROLE
III. ESTABILIDADE ESTÁTICA E CONTROLE II

1ª PARTE: Longitudinal
2ª PARTE: Látero-Direcional

Referências:

1. Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid, Dynamics of Flight – Stability and Control, John Wiley & Sons, 3ª Ed, 1996.

Capa:

C-12C #73-1215 flies above Calspan Corp's 'Variable Stability' Lear-25 N102VS during an in-flight autonomous aerial refueling test, conducted by the USAF Test Pilot School. The C-12C is simulating a tanker, while the Lear is simulating an autonomous receiving aircraft.
http://www.thenorthspin.com/page_official_usaf_mixedflights.html (Acesso em 31 JUL 2011).

9. AERODINÂMICA LATERAL

Na primeira parte desse capítulo e no capítulo anterior, estudamos as características aerodinâmicas de configurações simétricas voando com o vetor velocidade no plano de simetria.

As únicas variáveis de movimento não nulas eram:

- V
- α
- q

E as únicas forças e momentos não nulos eram:

- T
- D
- L
- M

Agora vamos estudar os casos onde o vetor velocidade não está mais restrito ao plano de simetria, onde os deslocamentos em guinada β e rolamento ϕ estão presentes. Os coeficientes de força e momento associados são:

Y	side-force	C_y	side-force coefficient
L	rolling moment	C_l	rolling-moment coefficient
N	yawing moment	C_n	yawing-moment coefficient

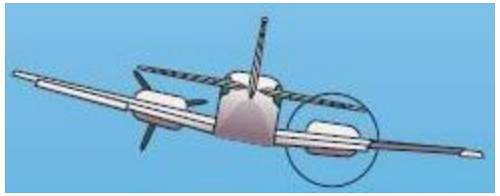
Um dos aspectos simplificadores do movimento longitudinal é que a rotação é em torno de um eixo apenas (o eixo y).

Essa simplificação é perdida quando analisamos o movimento lateral, uma vez que a rotação ocorre em dois eixos (x e z). Os momentos associados com essa rotação são acoplados:

- Uma rotação em rolamento p produz um momento de guinada C_n, além do momento de rolamento C_l.
- Um deslocamento em guinada β e uma razão de guinada r produzem momentos de guinada C_n e rolamento C_l.

Controles de rolamento e guinada também estão sujeitos a acoplamentos:

- Deflexão de ailerons pode originar momentos de guinada significativos.
- Deflexão de leme pode originar momentos de rolamentos também significativos.



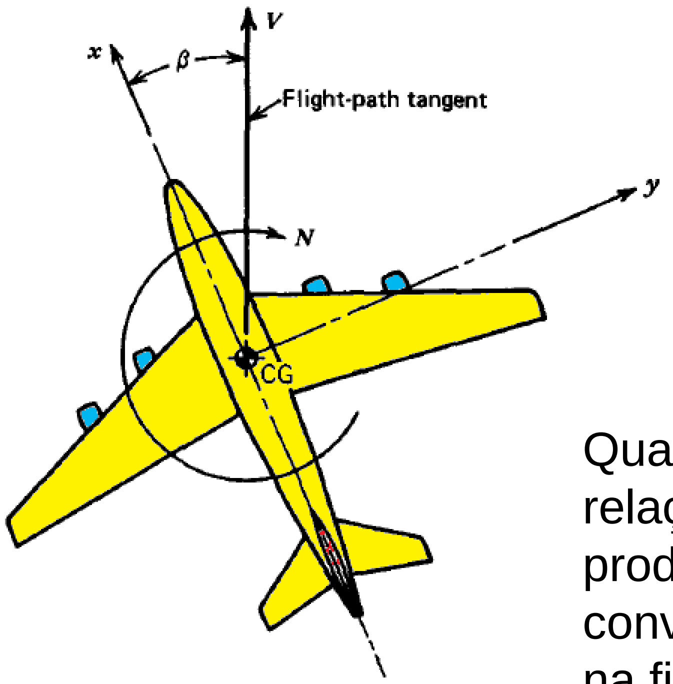
Outra diferença importante entre o movimento longitudinal e o látero-direcional é que no voo reto e nivelado, o movimento é simétrico e todas as variáveis de força e movimento látero-direcionais são nulas. **Portanto, não existe problema fundamental de trimagem: Os ailerons e leme permaneceriam nominalmente não defletidos.** Porém, na realidade, esses controles têm uma função secundária de trimagem caso a aeronave apresente alguma assimetria geométrica ou inercial, como, por exemplo:

- ✈ Um motor inoperante.
- ✈ Múltiplas hélices, todas girando no mesmo sentido.

Devido ao fato de que o vetor gravidade no voo reto e nivelado está situado no plano de simetria, a posição do CG não é um parâmetro dominante para as características látero-direcionais como é para as características longitudinais. Assim, os limites do CG vistos na seção anterior são governados por considerações de suas características longitudinais.

10. ESTABILIDADE DIRECIONAL – RIGIDEZ EM GUINADA

A aplicação do princípio da estabilidade estática à rotação em torno do eixo z, sugere que o avião estável deva ter uma tendência a se alinhar com o vento relativo, similar ao comportamento do galo dos ventos. Por isso, em inglês, essa estabilidade é conhecida como *weathercock stability*.



Sideslip angle and yawing moment.

Quando o avião está a um ângulo de derrapagem β em relação à sua trajetória de voo, o momento de guinada produzido deve ser tal que restabeleça o voo simétrico. A convenção para momento de guinada positivo é a mostrada na figura ao lado. Assim, o requisito para rigidez em guinada positivo é que $\partial N/\partial \beta$ seja positivo.

O coeficiente de guinada adimensionalizado é:

$$C_n = \frac{N}{\frac{1}{2}\rho V^2 Sb}$$

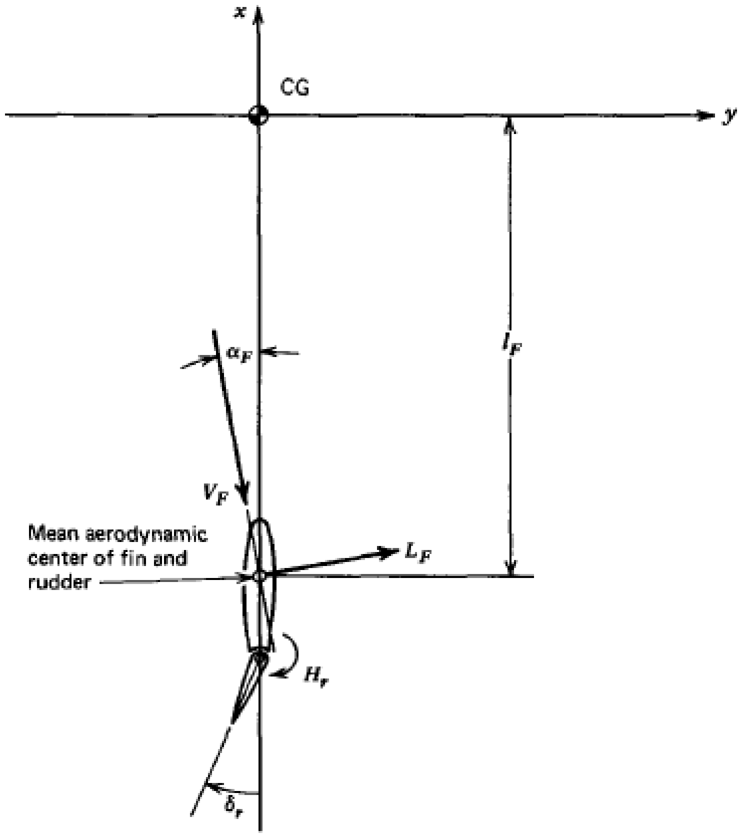
b => Envergadura

Portanto, para uma rigidez em guinada positiva devemos ter $\partial C_n/\partial\beta$ também positivo. A notação mais empregada para essa derivada é:

$$C_{n_\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$$

Essa quantidade é análoga em muitos sentidos ao seu similar longitudinal $C_{m\alpha}$. É estimado de maneira similar pela síntese da contribuição dos diversos componentes do avião. A principal contribuição é devido à superfície da fuselagem e da empenagem vertical. Contrastando com $C_{m\alpha}$, a asa tem pouca influência na maioria dos casos, assim como a posição do CG.

A figura abaixo mostra a geometria relevante e a força de sustentação L_F atuando na superfície da empenagem vertical.



Vertical-tail sign conventions.

Se a superfície estivesse sozinha no escoamento livre, o vetor velocidade V_F seria a velocidade do escoamento livre, de modo que α_F seria igual a $-\beta$.

Quando instalado no avião, ocorrem mudanças na magnitude e direção no escoamento local na empenagem vertical. Essas mudanças podem ser causadas pelo *slipstream* da hélice, e pela asa e fuselagem quando o avião está guinando. Assim, temos o aparecimento do ângulo de sidewash σ, o análogo direcional do downwash.

Um ângulo de sidewash σ positivo corresponde a um escoamento na direção y, ou seja, quando tende a aumentar o valor de α_F.

Assim, o ângulo de ataque na empenagem vertical é:

$\alpha_F = -\beta + \sigma$

E o coeficiente de sustentação na superfície da empenagem vertical é:

$C_{LF} = a_F\,(-\beta + \sigma) + a_r\delta_r$

A sustentação é dada por:

$L_F = C_{LF}\,\tfrac{1}{2}\rho\,V_F^2 S_F$

E o momento de guinada é dado por:

$N_F = -C_{LF}\,\tfrac{1}{2}\rho\,V_F^2 S_F\,\ell_F$

Assim:

$$C_{n_F} = -C_{L_F}\frac{S_F l_F}{Sb}\left(\frac{V_F}{V}\right)^2$$

A razão $S_F\,\ell_F/Sb$ é análoga ao volume de cauda da empenagem horizontal, e, portanto, é chamada de volume de cauda da empenagem vertical (*vertical-tail volume ratio*) e é denotada por V_V. Assim:

$$C_{n_F} = -V_V C_{L_F}\left(\frac{V_F}{V}\right)^2$$

A correspondente contribuição para a estabilidade direcional é dada por:

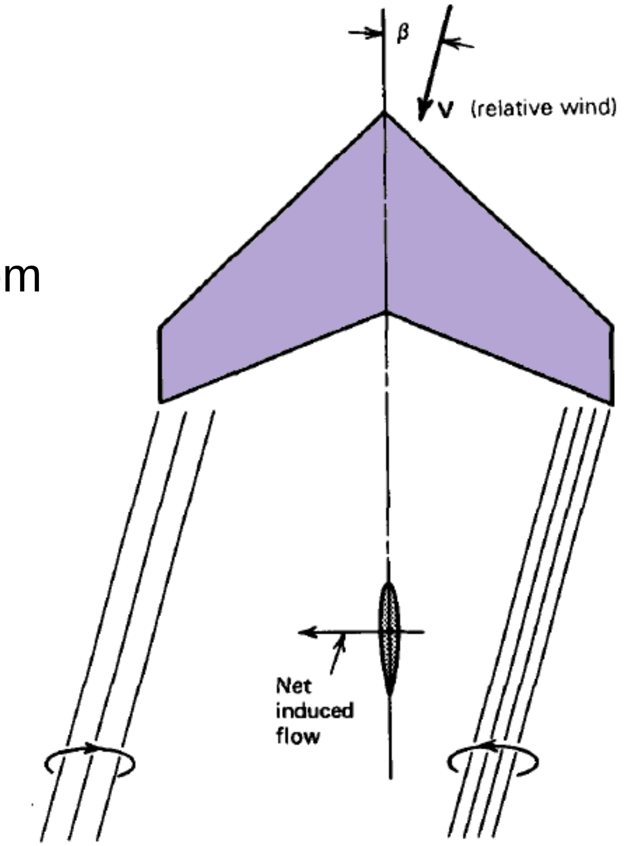
$$\frac{\partial C_{n_F}}{\partial \beta} = -V_V \left(\frac{V_F}{V}\right)^2 \frac{\partial C_{L_F}}{\partial \beta} = V_V a_F \left(\frac{V_F}{V}\right)^2 \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right)$$

O Fator de Sidewash $\partial\sigma/\partial\beta$

As principais partes que influenciam o sidewash são:

- Fuselagem
- Hélice
- Asa

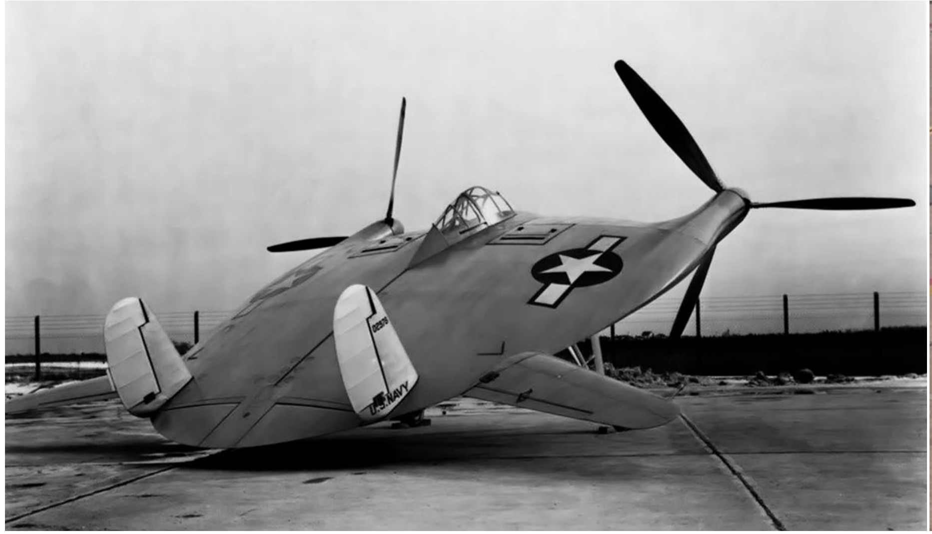
...e esta influência ocorre devido à força lateral associada a um voo com ângulo β não nulo.



Vortex wake of yawed wing.

A Razão de Velocidades V_F/V

Quando a empenagem vertical não está no *slipstream* da hélice, a razão V_F/V é igual à unidade. Quando a empenagem está sujeita a um *slipstream*, a determinação do incremento na velocidade efetiva pode ser feita de maneira análoga ao da empenagem horizontal.


http://en.wikipedia.org/wiki/Vought_V-173
https://www.youtube.com/watch?v=LfpTDOAfj7Y

Efeito Magnus (Curiosidade):
https://www.youtube.com/watch?v=QlXNEefLXz8
https://www.youtube.com/watch?v=acXvl-8xrBM

11. CONTROLE DE GUINADA

Na maioria das condições de voo é desejável manter o ângulo de derrapagem nulo. Se o avião tiver rigidez de guinada positiva (*positive yaw stiffness*), e se for simétrico, ele tenderá a voar nessa condição.

Momentos de guinada podem ser devido às seguintes causas:

- ✈ Tração assimétrica.
- ✈ *Slipstream*.
- ✈ Escoamento assimétrico associado a voo em curva.

Nessas situações de voo derrapado (β não nulo), β pode ser zerado pela aplicação do leme, que vai gerar um momento de guinada, que vai controlar valor de β, levando-o a zero.

Outra condição que requer o uso do leme é na glissada, uma manobra muito utilizada por aviões leves para aumentar o arrasto, e, dessa forma, aumentar o ângulo de planeio.

A maior diferença entre o leme e o profundor é que para o profundor a trimagem é uma função primária. Fora isso, o tratamento dos dois comandos são similares.

Lembrando que...

$$C_{LF} = a_F\,(-\beta + \sigma) + a_r\delta_r$$

$$C_{nF} = -V_V\, C_{LF}\,(V_F/V)^2$$

...temos que a variação do momento de guinada com a deflexão de leme é dada por:

$$C_{n\delta_r} = \frac{\partial C_n}{\partial \delta_r} = -V_V\left(\frac{V_F}{V}\right)^2 \frac{\partial C_{L_F}}{\partial \delta_r} = -a_r V_V \left(\frac{V_F}{V}\right)^2$$

Essa derivada é chamada "**potência do leme**". Ela deve ser grande o suficiente para manter a condição de derrapagem nula sob as condições mais extremas de tração assimétrica e voo em curva.

Um outro parâmetro de importância com respeito ao controle do leme é o ângulo de derrapagem estacionário (*steady sideslip angle*) que pode ser mantido para um dado ângulo de deflexão de leme. O momento total de guinada durante uma derrapagem estacionária é:

$$C_n = C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r$$

Para um movimento estacionário, $C_n = 0$, e, portanto, essa relação é dada por:

$$\frac{\beta}{\delta_r} = -\frac{C_{n_{\delta_r}}}{C_{n_\beta}}$$

O momento de articulação do leme e a força nos pedais pode ser tratada de maneira similar à realizada para o profundor. Consideremos que o momento de articulação seja dado por:

$$C_{hr} = b_1\alpha_F + b_2\delta_r$$

A força nos pedais é dada por:

$$P = G\frac{\rho}{2}V_F^2 S_r c_r (b_1\alpha_F + b_2\delta_r)$$

Substituindo o valor de α_F, temos:

$$P = G\frac{\rho}{2}V_F^2 S_r c_r [b_1(-\beta + \sigma) + b_2\delta_r]$$

Onde G é o *gearing* do sistema de leme.

O efeito de um leme livre na estabilidade direcional é encontrada pela condição de C_{hr} = 0. Assim, temos:

$$\delta_{r_{\text{free}}} = -\frac{b_1}{b_2}\alpha_F$$

O coeficiente de sustentação da empenagem vertical com o leme livre é:

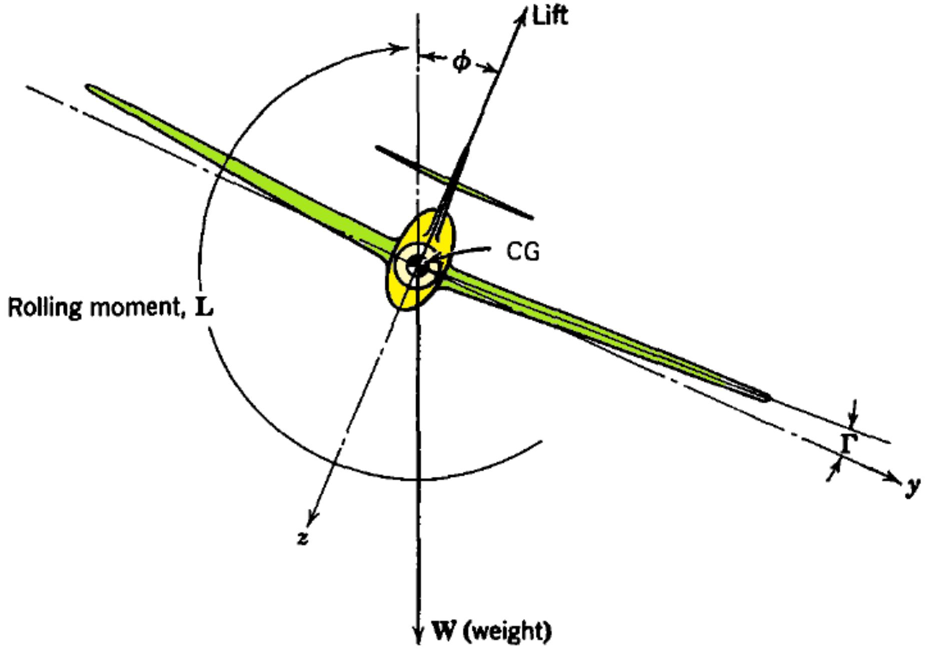
$$C_{L_F} = a_F(-\beta + \sigma) + a_r\delta_r \quad \Rightarrow \quad C'_{L_F} = a_F\alpha_F - a_r\frac{b_1}{b_2}\alpha_F = a_F\alpha_F\left(1 - \frac{a_r}{a_F}\frac{b_1}{b_2}\right)$$

O fator de controle livre para o leme tem a mesma forma que o fator de profundor livre visto anteriormente.

12. RIGIDEZ DE ROLAMENTO

Imagine um avião com seu movimento restrito a um grau de liberdade apenas, em torno do eixo longitudinal (eixo x).
As forças e momentos que resultam de um dado deslocamento angular ϕ têm uma natureza diferente daquelas associadas com α e β.

Se o eixo x coincide com o vetor velocidade V, não haverá qualquer variação na aerodinâmica devido à rotação ϕ. O campo aerodinâmico permanece simétrico com relação ao plano de simetria, a força aerodinâmica resultante permanece no plano de simetria e nenhuma variação ocorre nos coeficientes aerodinâmicos.
A rigidez de rolamento $\partial C_l / \partial \phi = C_{l_\phi}$ é nula nesse caso.

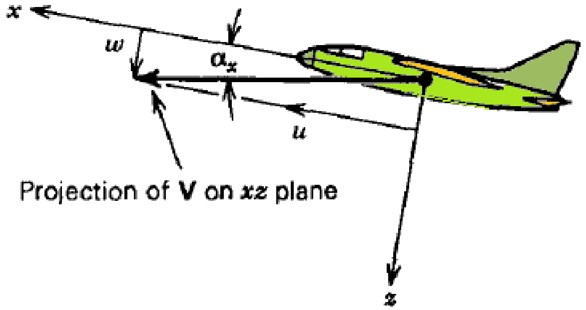


Rolled airplane.

Se o eixo x não coincide com o vetor velocidade V, então uma rigidez de rolamento de segunda ordem é determinada através da derivada de estabilidade $\partial C_l / \partial \beta = C_{l_\beta}$.

Conforme vimos no início da disciplina, vamos considerar α_x como sendo a projeção do ângulo de ataque no eixo x. Então, o vetor velocidade quando ϕ=0 é:

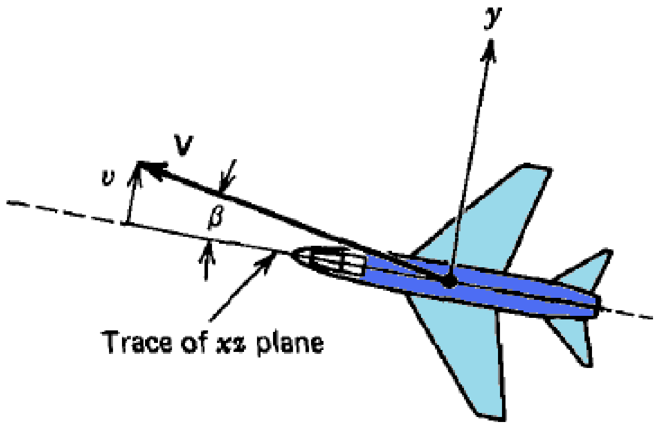
$$V_1 = \begin{bmatrix} V\cos\alpha_x \\ 0 \\ V\text{sen}\alpha_x \end{bmatrix}$$



Após rolar de um ângulo ϕ em torno do eixo x, a componente x do vetor velocidade permanece inalterada. Porém, a componente z tem projeções nos novos eixos y e z. Assim, agora existe um ângulo de derrapagem β não nulo e um momento de rolamento.

O vetor velocidade no novo sistema de referência, após sofrer uma rotação ϕ é dado por (ver apêndice A.4 do Etkin):

$$V_2 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\varphi & \text{sen}\varphi \\ 0 & -\text{sen}\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V\cos\alpha_x \\ 0 \\ V\text{sen}\alpha_x \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V\cos\alpha_x \\ V\text{sen}\alpha_x\text{sen}\varphi \\ V\text{sen}\alpha_x\cos\varphi \end{bmatrix}$$



Assim, a componente de través da velocidade é:

$v = V \, \mathrm{sen}\alpha_x \, \mathrm{sen}\phi$

... e o ângulo de derrapagem é:

$\beta = \mathrm{sen}^{-1}(v/V) = \mathrm{sen}^{-1}(\mathrm{sen}\alpha_x \, \mathrm{sen}\phi)$

Como resultado de um β positivo e de um usual $C_{l\beta}$ negativo, é um momento de rolamento restaurador $C_{l\beta}$ β, ou seja:

$$\Delta C_l = C_{l_\beta} \sin^{-1}(\sin \alpha_x \sin \phi)$$

Para pequenos valores de α_x, temos:

$$\Delta C_l \doteq C_{l_\beta} \sin^{-1}(\alpha_x \sin \phi) \doteq C_{l_\beta} \alpha_x \sin \phi$$

E para pequenos valores de ϕ temos:

$$\Delta C_l \doteq C_{l_\beta} \alpha_x \phi$$

Usando:

$$\Delta C_l = C_{l_\beta} \sin^{-1}(\sin \alpha_x \sin \phi)$$

...podemos calcular a rigidez de rolamento em torno do eixo x:

$$\frac{\partial C_l}{\partial \phi} = C_{l_\beta} \frac{\sin \alpha_x \cos \phi}{(1 - \sin^2 \alpha_x \sin^2 \phi)^{1/2}}$$

Para α_x<< 1 (<< 57,3 graus), temos:

$$\frac{\partial C_l}{\partial \phi} \doteq C_{l_\beta} \alpha_x \cos \phi$$

E para ϕ << 1, temos:

$$\frac{\partial C_l}{\partial \phi} \doteq C_{l_\beta} \alpha_x$$

NASA Dryden's highly-modified Active Aeroelastic Wing F/A-18A shows off its form during a 360-degree aileron roll during a research flight. http://www.nasa.gov/centers/dryden/news/FactSheets/FS-061-DFRC.html

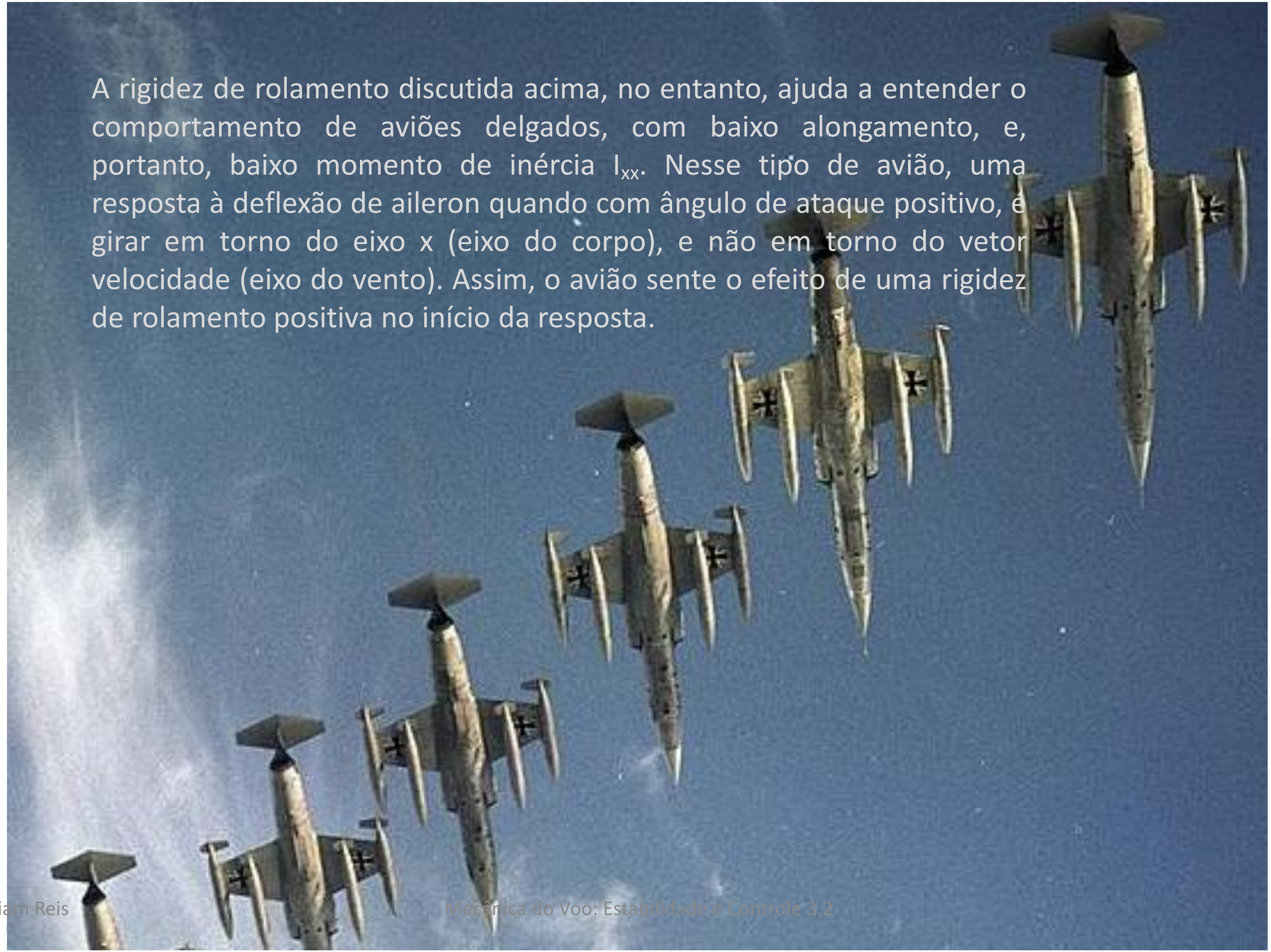
$$\frac{\partial C_l}{\partial \phi} \doteq C_{l_\beta}\alpha_x$$

Assim, existirá uma rigidez em rolamento que se opõe ao rolamento se α_x for maior que zero, e tenderá a manter as asas niveladas.

Caso o rolamento ocorra em torno do vetor velocidade, a rigidez de rolamento é nula. Assim, o avião terá uma estabilidade em rolamento neutra.

Se $\alpha_x < 0$, então o avião terá uma rigidez de rolamento negativa, e rolaria até a atitude de $\phi = 180$ graus, ponto onde $C_l = 0$ e $C_{l\beta} < 0$.

Conforme assumido no início dessa seção, a análise acima se aplica a um movimento restrito em torno do eixo longitudinal, apenas, ou seja, restrito a um único grau de liberdade. Se essa restrição fosse suprimida, o avião estaria livre para girar em todos os eixos. Então, o que aconteceria se ele rolasse a partir de uma atitude de asas niveladas? Ele tenderia a retornar para seu estado inicial ou não? Essa resposta só pode ser dada por meio de uma análise dinâmica completa.



A rigidez de rolamento discutida acima, no entanto, ajuda a entender o comportamento de aviões delgados, com baixo alongamento, e, portanto, baixo momento de inércia I_{xx}. Nesse tipo de avião, uma resposta à deflexão de aileron quando com ângulo de ataque positivo, é girar em torno do eixo x (eixo do corpo), e não em torno do vetor velocidade (eixo do vento). Assim, o avião sente o efeito de uma rigidez de rolamento positiva no início da resposta.

Embora aviões tenham rigidez de rolamento (*first-order aerodynamic roll stiffness*) $C_{l\phi}$ nula, aviões estáveis apresentam uma tendência própria a voar com as asas niveladas devido ao efeito diedro. Esse efeito depende de $C_{l\beta}$ e da gravidade. Quando o avião está com um ângulo de rolamento ϕ, existe uma componente do peso $mg \operatorname{sen} \phi$ na direção y.

Isso induz a uma velocidade na direção y, para a direita, resultando em um $\beta > 0$, e um momento de rolamento $C_{l\beta}\,\beta$ que tende a trazer a asa para a condição nivelada.

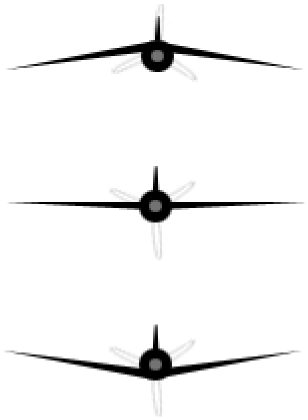
O movimento de rolamento e guinada que ocorrem a partir de uma condição inicial são altamente acoplados, e nenhuma conclusão pode ser retirada sobre seu comportamente sem realizar uma análise dinâmica.

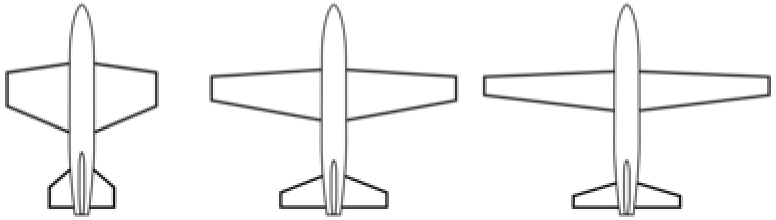
13. A DERIVADA $C_{l\beta}$

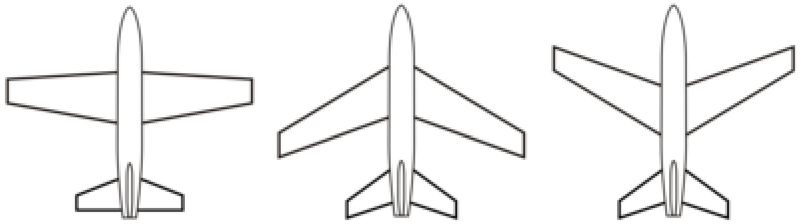
A derivada de estabilidade $C_{l\beta}$ é de fundamental importância! Nos estudos que acabamos de fazer na última seção, vimos sua relação com a rigidez de rolamento e com a tendência do avião em voar com as asas niveladas.

A contribuição primária ao $C_{l\beta}$ vem da asa, através de:

- Ângulo de diedro.
- Alongamento.
- Enflechamento.



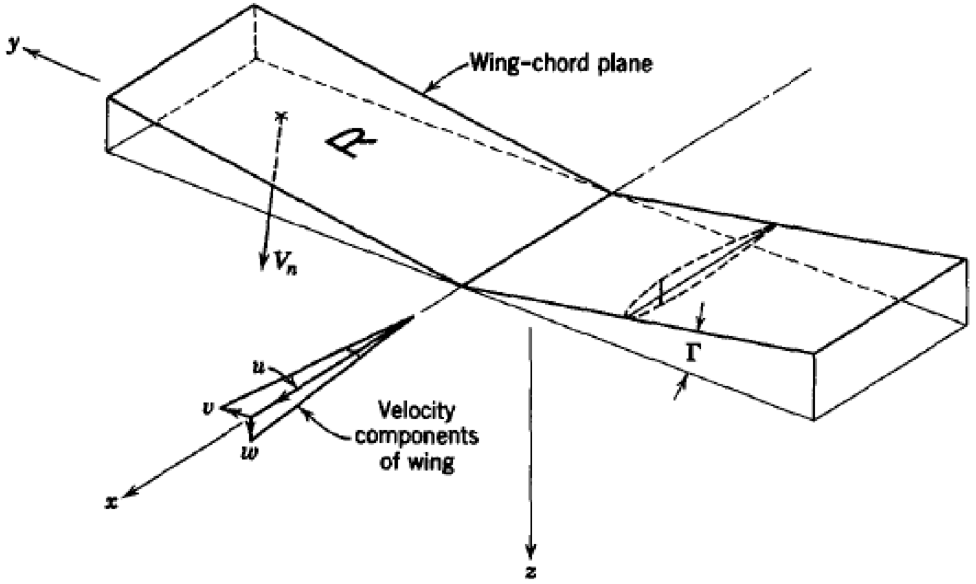




O efeito do diedro da asa é mostrado na figura abaixo. No sistema de coordenada utilizado, a componente da velocidade normal V_n da asa direita é, para pequenos ângulo de diedro:

$$V_n = w \cos \Gamma + v \sin \Gamma$$
$$\doteq w + v\Gamma$$

E para a asa esquerda é . $w - v\Gamma$



Dihedral effect. V_n = normal velocity of panel $R = w \cos \Gamma + v \sin \Gamma \doteq w + v\Gamma \therefore$

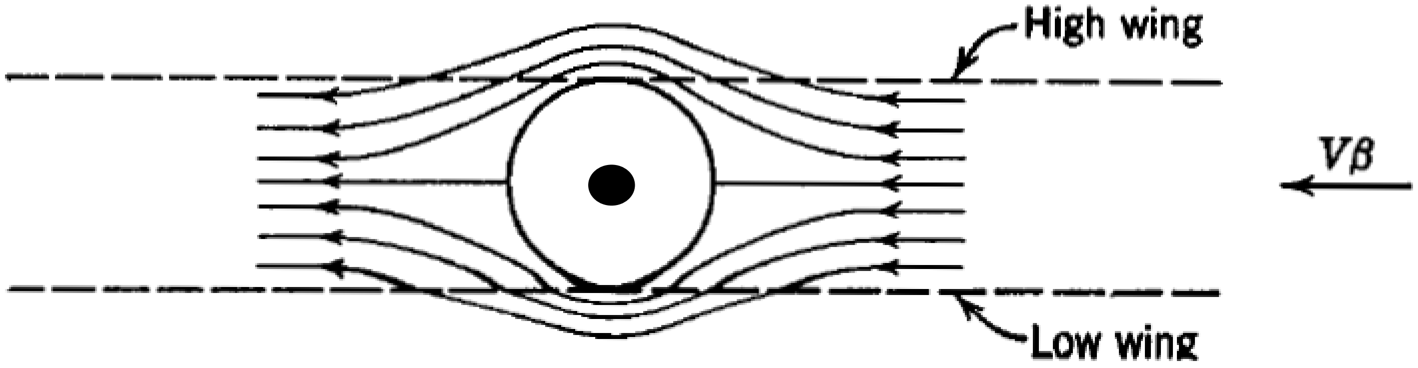
$\Delta\alpha$ of R due to dihedral $\doteq \dfrac{v\Gamma}{V} = \dfrac{V\beta\Gamma}{V} = \beta\Gamma.$

Os termos $\pm v\Gamma/V = \pm\beta\Gamma$ representam variações opostas no ângulo de ataque da asa direita e esquerda, resultando em derrapagem.

A asa levantada tem seu ângulo de ataque aumentando, resultando num aumento de sua sustentação, e vice versa. Isso resulta em um momento de rolamento aproximadamente linear em β e Γ, e, portanto, um valor fixo de $C_{l\beta}$ para um dado Γ. Essa parte de $C_{l\beta}$ é essencialmente independente do ângulo de ataque da asa enquanto não haja descolamento.

A Influência da Fuselagem em $C_{l\beta}$

O campo de escoamento da fuselagem interage com a asa de tal maneira que ele modifica seu efeito diedro. Para melhor visualizar isso, considere um corpo cilíndrico abaixo, sob a ação de uma guinada com relação ao escoamento principal. Consideremos apenas a componente de través do escoamento, com magnitude $V\beta$ e o padrão do escoamento que é produzido em torno do corpo.

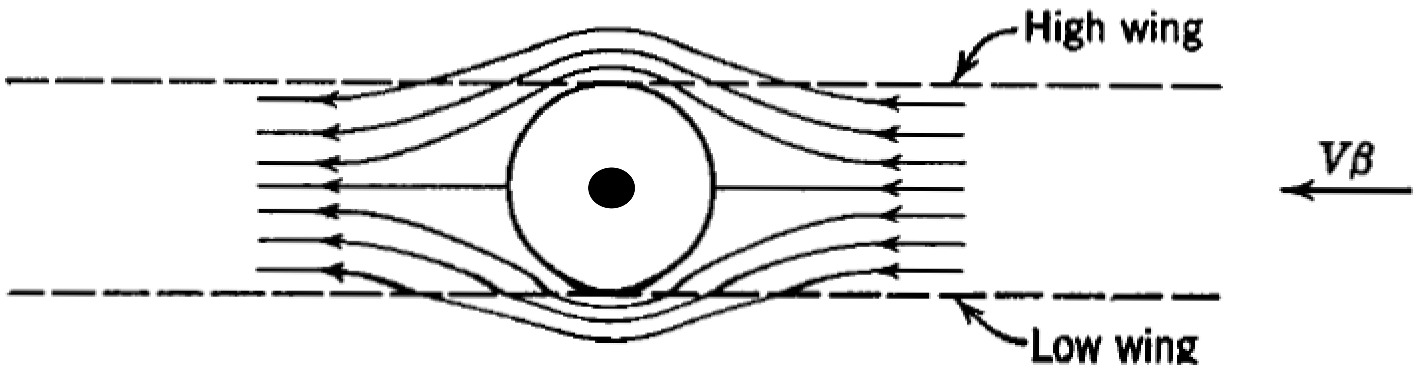


Influence of body on C_{l_β}.

A Influência da Fuselagem em $C_{l\beta}$

Podemos observar que o corpo induz velocidades verticais que, quando combinados com o campo de velocidades do escoamento principal, altera o ângulo de ataque local da asa.

✈ Quando a posição da asa é no topo do corpo (asa alta), a distribuição de ângulo de ataque é tal que produz momento de rolamento negativo, ou seja, o efeito diedro é amplificado.

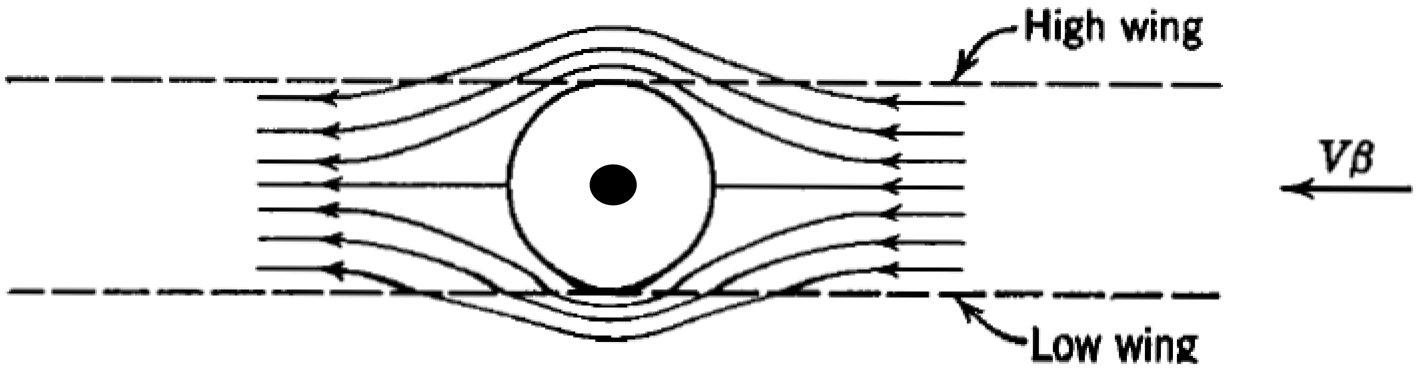


Influence of body on C_{l_β}.

A Influência da Fuselagem em $C_{l\beta}$

✈ Quando a posição da asa é na base do corpo (asa baixa), o efeito diedro é abreviado.

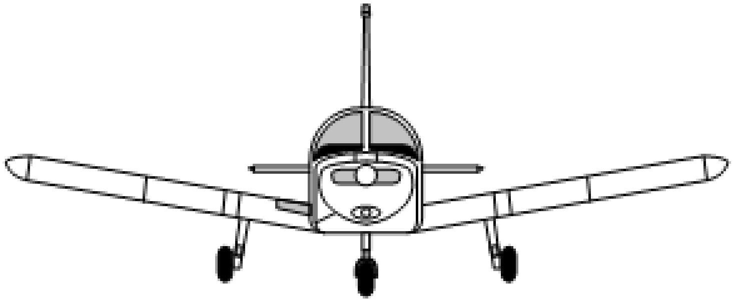
A magnitude do efeito diedro depende do comprimento da fuselagem à frente da asa, da seção transversal da fuselagem, e da forma em planta e localização da asa.

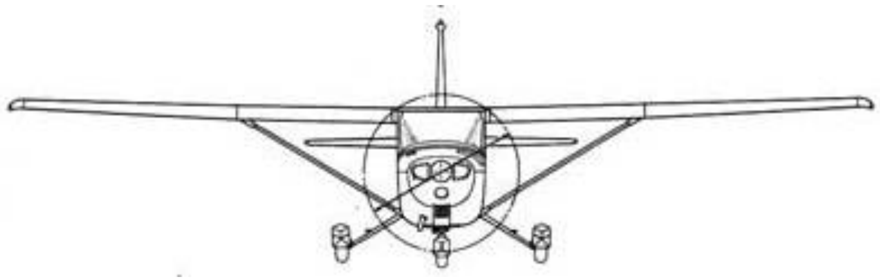


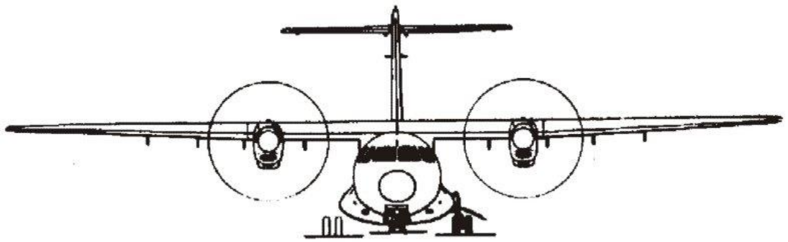
Influence of body on C_{l_β}.

A Influência da Fuselagem em $C_{l\beta}$

Isso explica o porquê de aviões asas alta usualmente apresentarem menos diedro que os seus similares asas baixa.



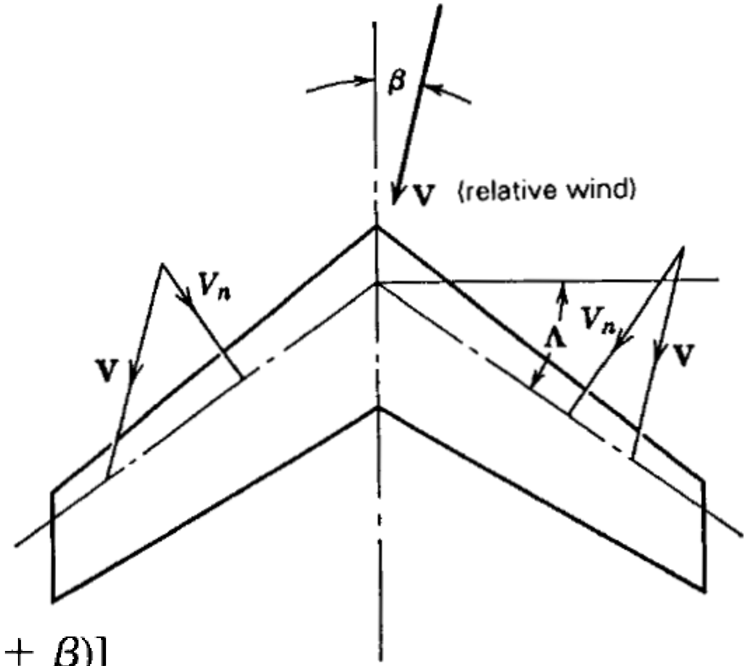




A Influência do Enflechamento em $C_{l\beta}$

O enflechamento da asa é um dos parâmetros que tem muita influência no valor de $C_{l\beta}$.
Considere a asa sob a ação de uma guinada, como mostrado na figura. De acordo com a *simple sweep theory* de Buseman-Jones, a velocidade normal V_n à linha de referência da asa (1/4 de corda para o regime subsônico, e bordo de ataque para o regime supersônico) é a velocidade que determina a sustentação.

Portanto, vemos que a sustentação na asa de boreste é maior que a sustentação da asa de bombordo, resultando em um momento de rolamento negativo. O momento de rolamento para valores de β pequenos é esperado ser proporcional à:



Dihedral effect of a swept wing.

$$C_L[(V_n^2)_{\text{right}} - (V_n^2)_{\text{left}}] = C_L V^2[\cos^2(\Lambda - \beta) - \cos^2(\Lambda + \beta)]$$
$$\doteq 2C_L\beta V^2 \sin 2\Lambda$$

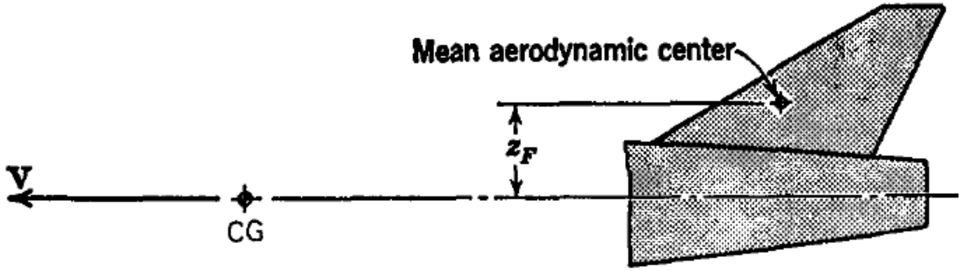
A Influência da Empenagem Vertical em $C_{l\beta}$

O avião quando derrapa surge uma força lateral na empenagem vertical. Quando a posição do centro aerodinâmico médio da empenagem vertical é muito deslocada com relação ao eixo de rolamento, então essa força pode produzir um momento de rolamento significante.

Para calcular o momento de rolamento, vimos que:

$C_{LF} = a_F\,(-\beta + \sigma) + a_r\delta_r$

Quando o ângulo de deflexão do leme é zero, e o momento de rolamento devido à empenagem vertical é:



Dihedral effect of the vertical tail.

$$a_F(-\beta + \sigma)\frac{\rho}{2}V_F^2 S_F z_F$$

Assim:

$$\Delta C_l = a_F(-\beta + \sigma)\frac{S_F z_F}{Sb}\left(\frac{V_F}{V}\right)^2$$

E, portanto:

$$\Delta C_{l_\beta} = -a_F\left(1 - \frac{\partial\sigma}{\partial\beta}\right)\frac{S_F z_F}{Sb}\left(\frac{V_F}{V}\right)^2$$

14. CONTROLE DE ROLAMENTO

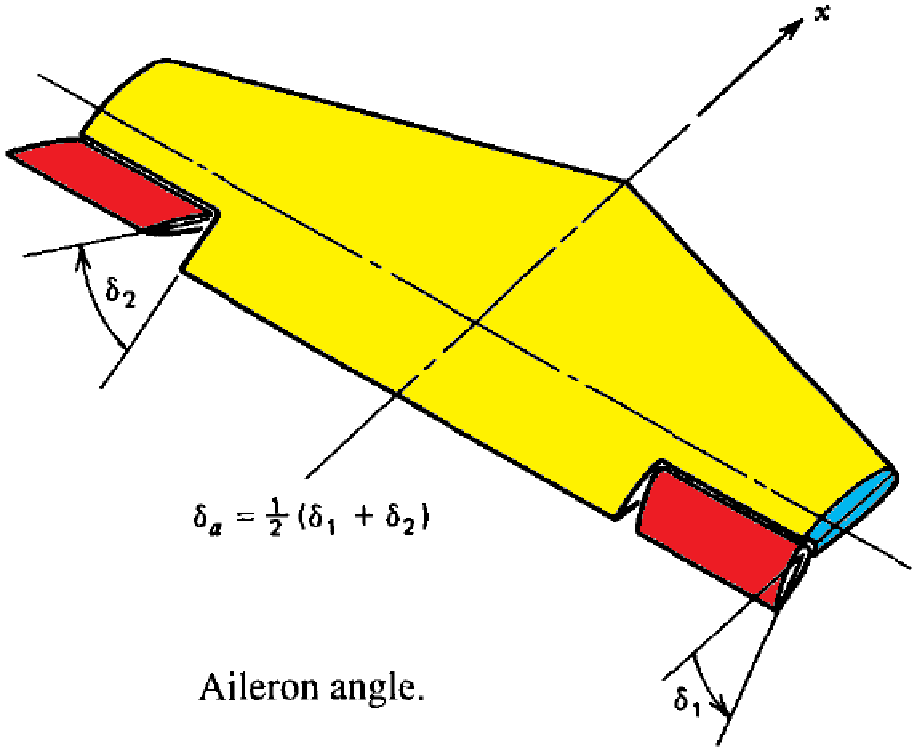
O ângulo de rolamento do avião é controlado pelos ailerons.

A função primária dos ailerons é produzir momento de rolamento, porém podem como efeito secundário gerar momento de guinada.

A eficiência dos ailerons em produzir momento de rolamento e guinada é descrita pela derivadas de controle $\partial C_\ell/\partial\delta_a$ e $\partial C_n/\partial\delta_a$.

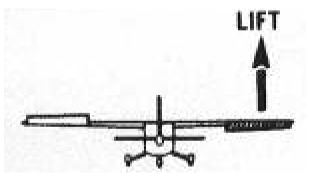
O ângulo δ_a é definido como a média do deslocamento de ambos os ailerons. É positivo quando o ailerons direito move para baixo.

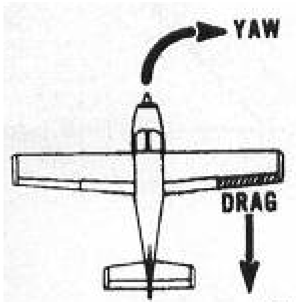
A derivada $\partial C_\ell/\partial\delta_a$ é normalmente é negativa, ou seja, aileron direito para baixo resulta em rolamento para a esquerda.

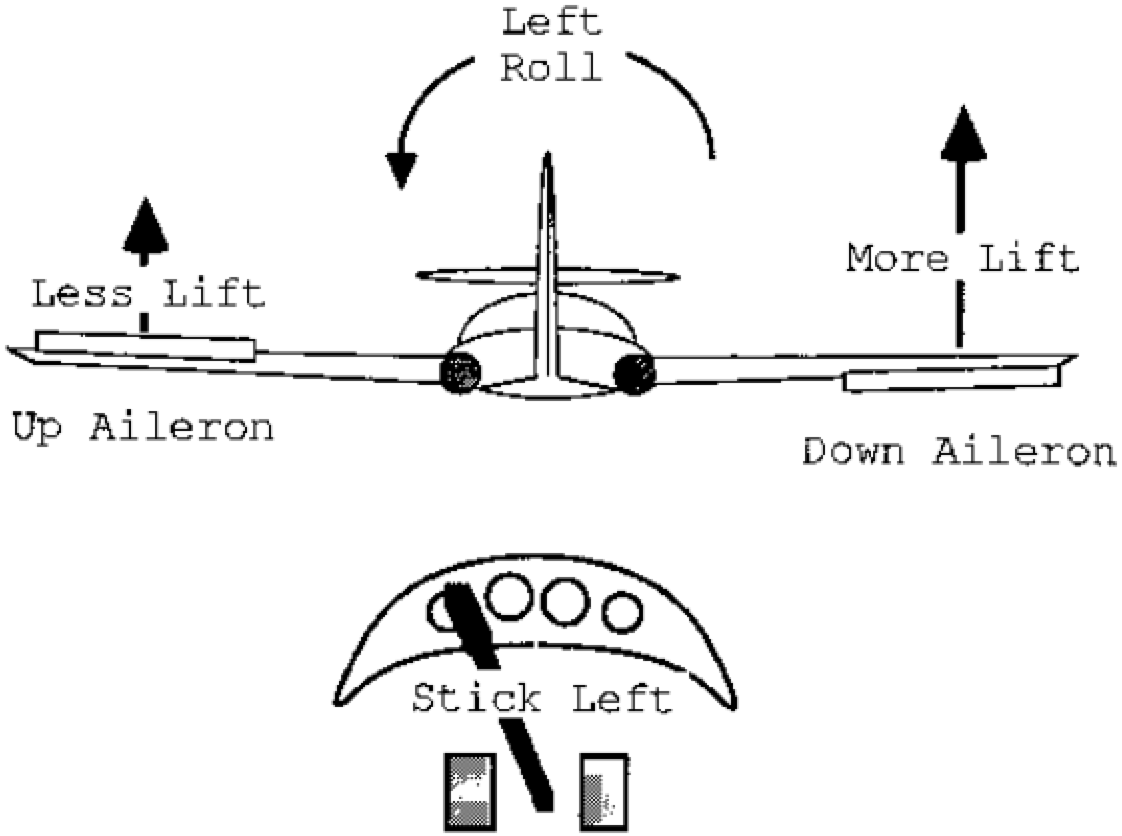


Aileron angle.

Para ailerons do tipo flap simples, o aumento na sustentação na asa direita e o decréscimo de sustentação na asa esquerda produz um arrasto diferencial que gera um momento de guinada positivo (nariz para a direita).



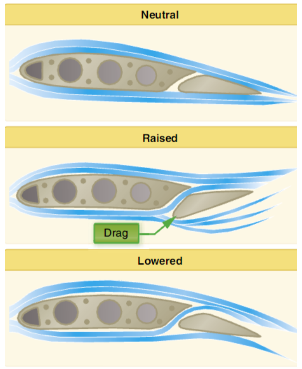




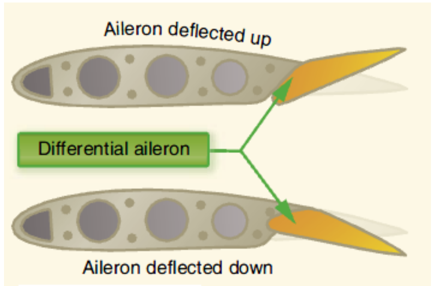
Uma vez que a razão para se mover o aileron direito para baixo é para iniciar uma curva para a esquerda, então o momento de guinada gerado ocorre na direção contrária à desejada para efetuar a curva. É a chamada guinada adversa.

Em aviões com grande alongamento, essa tendência pode resultar em dificuldades no controle lateral. Soluções para contornar esse problema incluem:

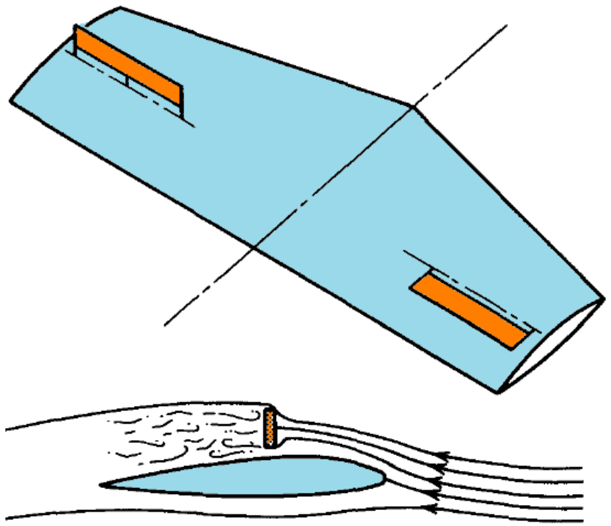
- ⇨Ailerons frise
- ⇨ Ailerons diferenciais
- ⇨ Spoilers

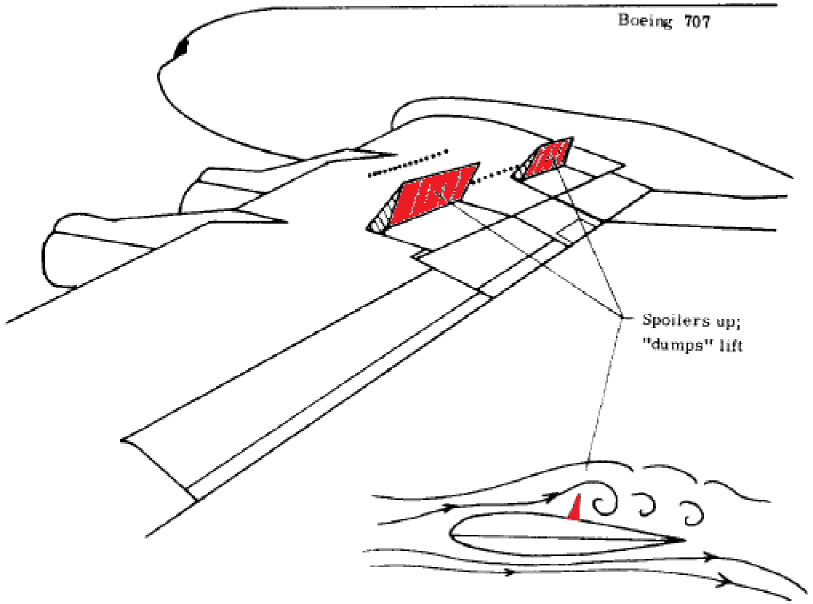


Frise-type ailerons.

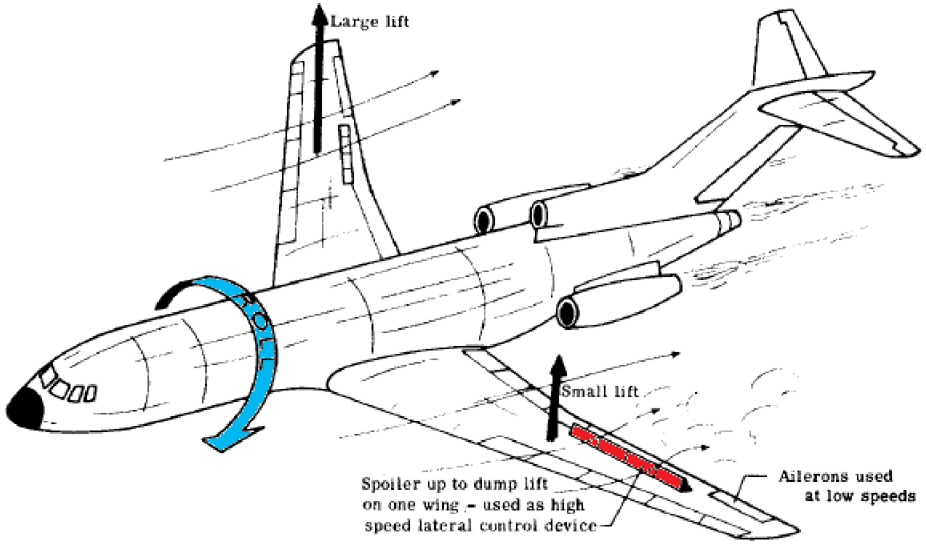


Differential ailerons.


Spoilers.



Use of spoilers.



Lateral control with spoilers.

Introduction to Aerodynamics of Flight [Talay]

Com relação à utilização dos ailerons como controle, existe uma característica importante e particular desse comando de voo. Ao contrário do profundor e leme, que funcionam como ***controle de deslocamento*** (`displacement controls`), os ailerons funcionam como ***controle de razão*** (`rate controls`). Quando o avião está restrito a um movimento em um único grau de liberdade, uma deflexão de cada uma dessas superfícies causa em seu eixo relevante o seguinte:

- Profundor => Mudança em α ou θ.
- Leme => Mudança de β ou ψ.
- Aileron => Impõe um velocidade angular $p = d\phi/dt$.

Tanto o controle por de deslocamento quanto o controle de razão são bem aceitos pelos pilotos humanos.

- **VFR (Visual Flight Rules): no linguajar comum, “voo visual” (cuidado!!!!!)**
- **IFR (Instrument Flight Rules): o chamado “voo por instrumentos”**

15. REVERSÃO DE AILERONS

O momento de rolamento total devido a deflexão dos ailerons é dado por:

$$\Delta C_l = (C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}}\delta_a + k\tfrac{1}{2}\rho V^2 \delta_a$$

Sendo a eficácia de controle dado por:

$$C_{l_{\delta_a}} = (C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}} + k\tfrac{1}{2}\rho V^2$$

Como observado acima, $\left(C_{l_{\delta_a}}\right)_{rigid}$ é negativo, e k é positivo, caso comum. Por isso $\left|C_{l_{\delta_a}}\right|$ diminui com o aumento da velocidade, e desaparece em alguma velocidade V_R, a velocidade de reversão do aileron.

$$0 = (C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}} + k\tfrac{1}{2}\rho V_R^2$$

$$k = -(C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}}/\tfrac{1}{2}\rho V_R^2$$

Substituindo k em $C_{l_{\delta_a}}$

$$C_{l_{\delta_a}} = (C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}}\left(1 - \frac{V^2}{V_R^2}\right)$$

Este resultado, é claro, aplica-se estritamente somente se a aerodinâmica básica não for o dependente do número de Mach, isto é, desde que a V_R esteja num valor de M sensivelmente abaixo de $1{,}0$. De outra forma k e $\left(C_{l_{\delta_a}}\right)_{rigid}$ são ambas as funções de M, e a equação correspondente a é:

$$C_{l_{\delta_a}}(\mathbf{M}) = (C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}}(\mathbf{M}) - \frac{k(\mathbf{M})}{k(\mathbf{M}_R)}\,(C_{l_{\delta_a}})_{\text{rigid}}(\mathbf{M}_R)\,\frac{V^2}{V_R^2}$$

Sendo M_R o número de Mach de reversão do aileron