



Mecânica do Voo

Estudo qualitativo dos coeficientes aerodinâmicos





Referências Bibliográficas

- **ITEN 2.1**: Paglione, P. ; Zanardi, M. C., [Estabilidade e Controle de Aeronaves](#), ITA, 1990.
- Bernard Etkin, Lloyd Duff Reid, [Dynamics of Flight – Stability and Control](#), John Wiley & Sons, 3ª Ed, 1996.
- STEVENS, Brian L.; LEWIS, Frank L. Aircraft control and simulation. 2nd ed. Hoboken: John Wiley & Sons, 2003.



2. ESTUDO QUALITATIVO DOS COEFICIENTES AERODINÂMICOS

ITEM 2.1 APOSTILA



2.1. COEFICIENTE DE FORÇA LATERAL

Quando o vetor velocidade se encontra no plano de simetria do avião (derrapagem nula, $\beta = 0$), a força lateral é nula.

A força lateral depende:

- da derrapagem β ,
- dos ângulos de deflexão das superfícies de controle direcional :
 - (leme vertical) δ_r e de rolamento (ailerons) δ_a .

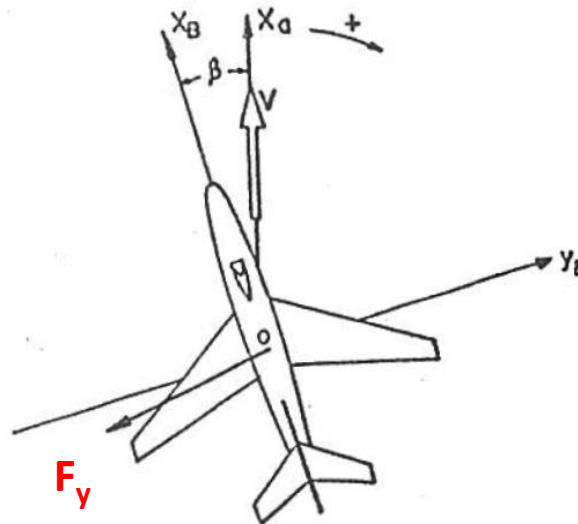
$$C_y = C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_r}\delta_r + C_{y\delta_a}\delta_a$$

As restrições a serem feitas aqui são as mesmas que no caso longitudinal: Pequenos ângulos.



ÂNGULO DE DERRAPAGEM β

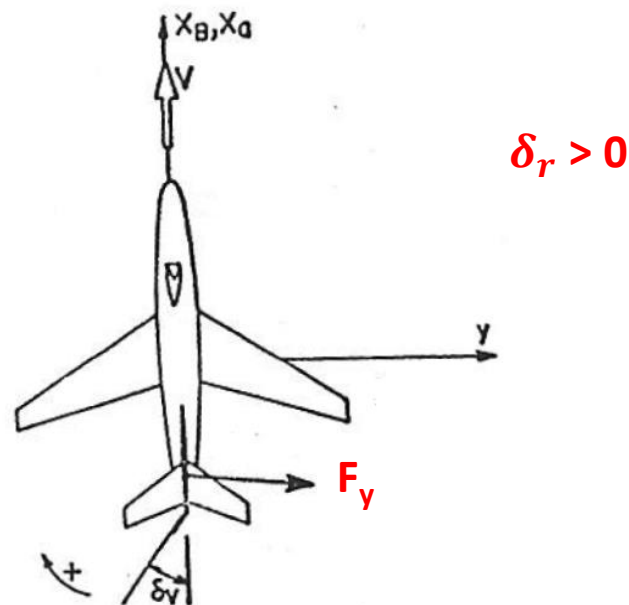
$$\beta > 0$$



Força aerodinâmica resultante encontra-se, para um avião simétrico, à esquerda do plano de simetria: a componente F_y segundo o eixo “ y_B ” é, portanto, negativa.

$$C_{y\beta} < 0$$

DEFLEXÃO DO LEME δ_r



A superfície de controle se encontra então à esquerda do plano de simetria produz uma força aerodinâmica sobre a deriva, que tem uma componente F_y positiva sobre Y_B consequentemente:

$$C_{y\delta_r} > 0$$



DEFLEXÃO DOS AILERONS δ_a

Se o controle de rolamento é constituído por ailerons ou spoilers situados longe da fuselagem, nenhuma força lateral resultará da deflexão destes elementos e, por conseguinte, $C_{y\delta_a}$ é nulo em geral.

No caso em que ailerons ou “spoilers estiverem localizados perto da fuselagem, suas deflexões (antissimétricas para ailerons e unilateral para os spoilers) podem provocar uma dissimetria do escoamento em torno da fuselagem que conduz a uma força lateral.

Portanto, é impossível de se prever, **sem ensaios**, o sentido desta força lateral e, portanto, de deduzir uma regra geral para o sinal de $C_{y\delta_a}$.

$C_{y\delta_a}$ DEPENDE DA GEOMETRIA DO AVIÃO.



2.2. MOMENTOS AERODINÂMICOS

ROLAMENTO

$$C_l = C_{l_\beta} \beta + C_{l_p} \frac{p l}{V} + C_{l_r} \frac{r l}{V} + C_{l_{\delta_a}} \delta_a + C_{l_{\delta_r}} \delta_r$$

GUINADA

$$C_n = C_{n_\beta} \beta + C_{n_p} \frac{p l}{V} + C_{n_r} \frac{r l}{V} + C_{n_{\delta_a}} \delta_a + C_{n_{\delta_r}} \delta_r$$



A. Efeito da Superfície de Controle de Rolamento - δ_a

Tal superfície pode ser constituída por dois ailerons situados no bordo de fuga e na extremidade de cada uma das asas ou por spoilers.

Quando o aileron direito abaixa, o da esquerda se levanta. Sendo δ_{a_d} a deflexão do aileron direito (positiva se ele abaixa) e δ_{a_e} o da esquerda (negativa se ele sobe), convencionou-se que:

$$\delta_a = \frac{1}{2}(\delta_{a_d} - \delta_{a_e})$$

Assim, δ_a é positiva quando o aileron direito é abaixado e portanto, quando o piloto desloca o manche para a esquerda.

Manche a esquerda, aileron esquerdo sobe, auxiliando a diminuir a sustentação na asa esquerda, $\delta_a > 0$



Momento de rolamento devido a δ_a - $C_{l_{\delta_a}}$

Para $\delta_a > 0$ (manche a esquerda), a sustentação de asa esquerda diminui, a sustentação da asa direita aumenta (permanece constante no caso dos spoilers).

Logo rolamento a esquerda: $C_{l_{\delta_a}} < 0$

Em alguns casos particulares (torção da asa devido a efeitos aeroelásticos, efeito de Mach na faixa transônica) $C_{l_{\delta_a}}$ pode se tornar positivo.



Momento de guinada devido a δ_a - $C_{n\delta_a}$

Para uma deflexão positiva de δ_a (manche a esquerda) a sustentação da asa esquerda diminui (com aileron ou spoiler) e a da asa direita aumenta (apenas para aileron).

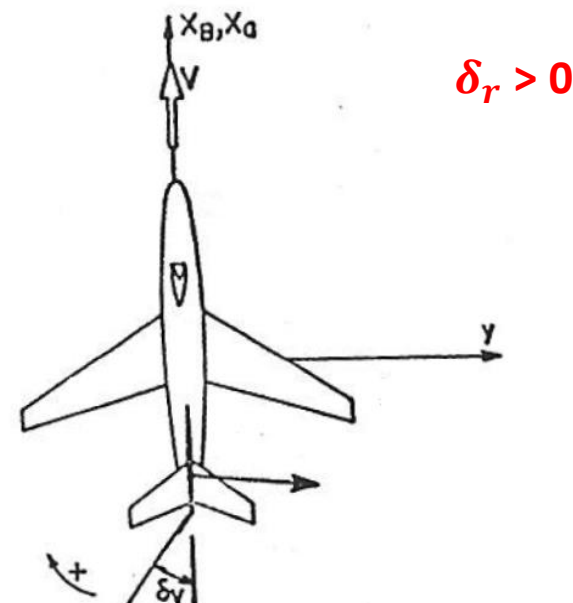
ASSIM o arrasto da asa esquerda diminui e o da asa direita aumenta. Resulta um momento de guinada positivo.

$$C_{n\delta_a} > 0$$

O coeficiente $C_{n\delta_a}$ é maior para asas de grande alongamento (planadores em particular) devido ao braço de alavanca.



B. Efeito da Superfície de Controle de Guinada - δ_r



Momento de guinada devido a $\delta_r > 0$



Guinada à esquerda: $C_{n_{\delta_r}} < 0$

Momento de rolamento: empenagem vertical acima do eixo longitudinal



Rolamento a direita (positivo) $C_{l_{\delta_r}} > 0$



C. Influência da Velocidade de Guinada - r

Momento de rolamento devido a r - C_{lr}

Se a velocidade de guinada é positiva (a direita), a asa esquerda avança mais rapidamente que a asa direita. SUSTENTAÇÃO MAIOR NA ASA ESQUERDA.

Isto resulta um momento de rolamento a direita, que tende a baixar a asa direita (momento positivo). Além disso, a empenagem vertical (deriva) se desloca no sentido da esquerda, o que produz uma força aerodinâmica positiva (para direita) situada acima do eixo longitudinal x_B e que conduz a um movimento de rolamento positivo.

$$C_{lr} > 0$$

Este resultado pode não ser válido para a aeronave estiver equipada com uma quilha grande (efeito contrário ao da deriva, pois a quilha está localizada abaixo de x_B).



Momento de guinada devido a $r - C_{n_r}$

Se a velocidade de guinada é positiva, a asa esquerda avança mais rapidamente que a asa direita e, portanto, tem maior arrasto.

Logo, um momento de guinada se opõe ao movimento.

Além disso, a deriva se deslocando à esquerda e criando uma força aerodinâmica à direita, também cria um momento de guinada que se opõe ao movimento.

Desta forma: $C_{n_r} < 0$

Nota-se que o momento de guinada devido à velocidade de guinada se opõe ao movimento:

C_{n_r} constitui portanto, um termo de amortecimento.



D . Influência da Velocidade de Rolamento - p

Momento de rolamento devido a p - C_{l_p}

Com a velocidade de rolamento positiva, a asa direita desce .

A sustentação aumenta sobre a asa direita e diminui sobre a esquerda, o que cria um momento de rolamento negativo.

Um fenômeno análogo se produz sobre a deriva criando um momento de rolamento de mesmo sinal.

$$C_{l_p} < 0$$

C_{l_p} constitui portanto, um termo de amortecimento

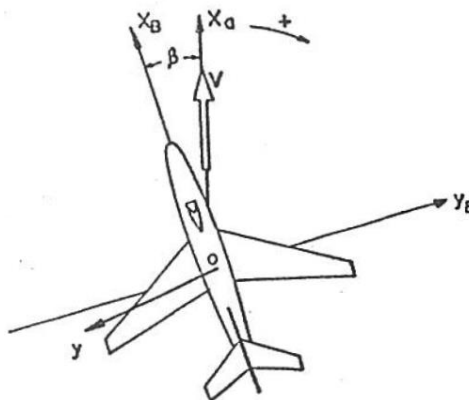


Momento de guinada devido a p

A componente das forças aerodinâmicas segundo x_B praticamente não variam com a variação do ângulo de ataque nas asas devido ao rolamento.

Consequentemente, um movimento de rolamento praticamente não produz um momento de guinada, ou seja, comparado com os demais coeficientes, C_{np} é desprezível.

Influência da Derrapagem β



A resultante das forças aerodinâmicas devido à derrapagem β não passa, necessariamente, pelo CG da aeronave. Disto resultam dois momentos, um de rolamento e outro de guinada :

$$\frac{1}{2}\rho V^2 S l C_{l_\beta} \beta \quad \text{e} \quad \frac{1}{2}\rho V^2 S l C_{n_\beta} \beta .$$

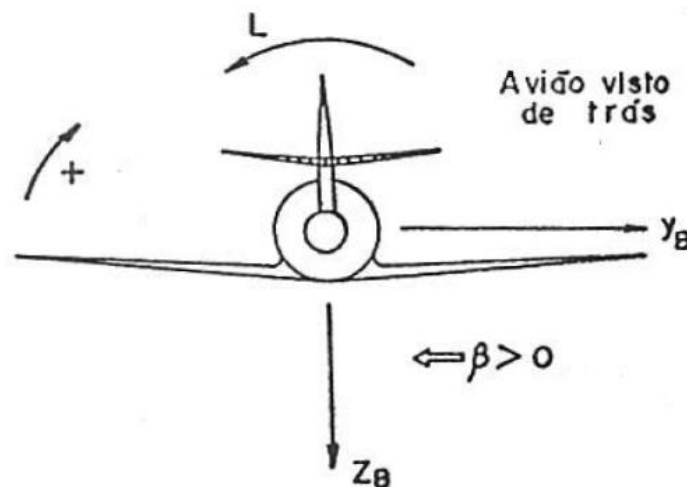
O sinal destes dois binários depende da forma do avião.

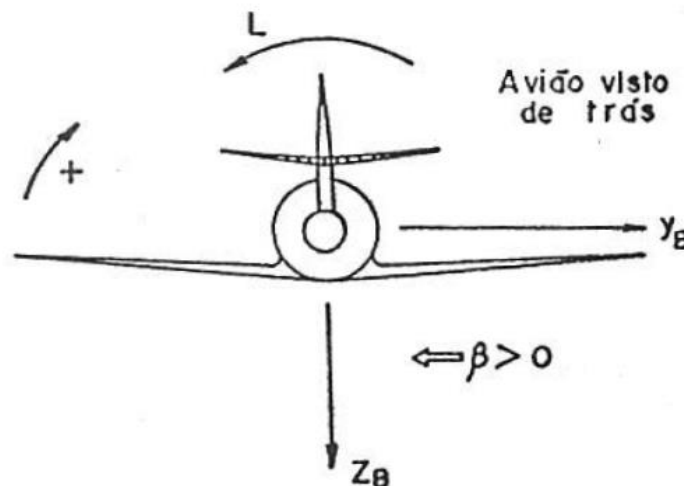
Momento de rolamento devido à derrapagem C_{l_β}

O parâmetro preponderante que influencia C_{l_β} é o diedro da asa.

O diedro da asa é o ângulo que a projeção da corda média faz com o plano (x_B, y_B) . Ele é contado positivamente, se a extremidade da asa é “mais alta” que a corda da raiz.

No caso simples de uma asa retangular, sem torção, que tenha diedro positivo, é fácil ver que uma derrapagem positiva (vento relativo vindo da direita) tende a levantar a asa direita e, portanto, fazer com que a aeronave role para a esquerda, ou seja, provoca um momento de rolamento negativo ($C_{l_\beta} < 0$).





O vento relativo devido à derrapagem positiva tem uma componente negativa sobre Y_B que “apanha” a asa direita por baixo, se o diedro for positivo.

Para as formas complexas de asa com bordo de ataque não retilíneo e com torção, é impossível se concluir diretamente por simples exame da geometria.

Por outro lado, sem variar a geometria de qualquer uma das asas, pode-se prever que se houver uma modificação no diedro da asa, um aumento deste conduzirá a uma diminuição algébrica de C_{l_β} .



O diedro não é a única característica que influencia C_{l_β} . A experiência mostra que a posição da asa com relação à fuselagem (isto é, asa alta, média, baixa), o tamanho da deriva e a presença de quilhas também influenciam.

A passagem da asa de baixa para alta e a supressão de quilhas conduzem a uma diminuição algébrica de C_{l_β} .

Resumindo: Um avião com asa alta, com um diedro positivo grande e uma grande deriva terá um C_{l_β} negativo, grande em valor absoluto.

Um avião com asa baixa, com diedro negativo grande, uma pequena deriva e uma grande quilha terá C_{l_β} positivo.

Será visto ainda que, para se ter boas qualidades de voo, é necessário, em geral, que C_{l_β} seja negativo, mas cujo valor absoluto não deve ser muito grande.



Isto explica o porque da maioria dos aviões com asa baixa terem um diedro positivo muito maior que os aviões com asa alta.

Sendo o diedro da asa a parâmetro que mais influencia C_{l_β} (e que é relativamente o mais fácil de ser modificado num protótipo), C_{l_β} é, normalmente, chamado de “efeito diedro”, este termo apesar de impróprio está consagrado pelo uso e deve, portanto, ser conhecido

Os aviões são projetados de maneira a apresentarem C_{l_β} negativo.

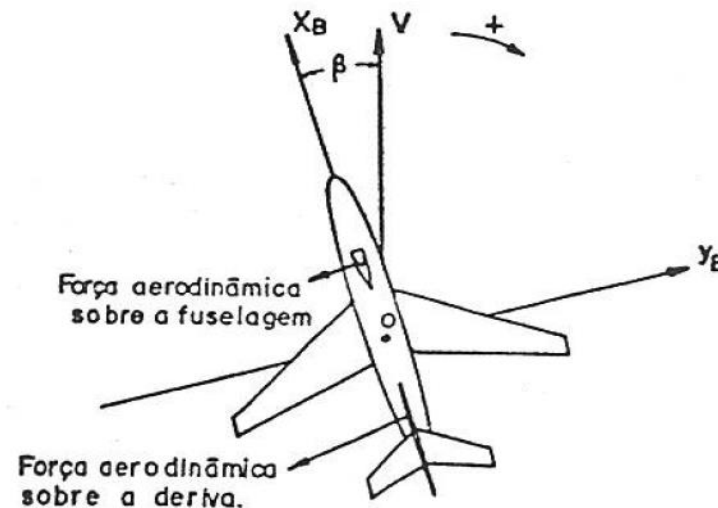
$$\therefore C_{l_\beta} < 0$$

Momento de guinada devido à derrapagem $C_{n\beta}$

A resultante das forças laterais devido à derrapagem pode ser decomposta em duas partes:

- a resultante de forças que agem sobre a fuselagem,**
- a resultante de forças que agem sobre a deriva.**

A resultante sobre a deriva é a maior e está localizada longe (e atrás) do CG, consequentemente, uma derrapagem positiva cria uma força que tem uma componente negativa segundo Y_B e, portanto, cria um momento positivo.





Por outro lado, a resultante aerodinâmica sobre a **fuselagem** se situa no centro aerodinâmico desta. Em geral, tal centro se encontra **à frente do CG** e conseqüentemente, **o momento criado é negativo**.

Deve-se notar que um momento de guinada positivo, devido a uma derrapagem positiva, tem tendência a fazer com que o avião gire no sentido positivo e portanto, a reduzir a derrapagem (efeito estabilizante).

Finalizando, os aviões são projetados, geralmente, de maneira a apresentarem C_{n_β} **positivo**.

$$\therefore C_{n_\beta} > 0$$



Sistematização dos Resultados

Nas descrições que se seguiram teve-se, frequentemente, a ocasião de se raciocinar sobre as características aerodinâmicas de um avião “normal”. A tabela a seguir apresenta os diversos coeficientes de um avião dito normal.

Além disso, para facilitar o raciocínio, deve-se observar a primeira linha da tabela, as convenções de sinal para os diferentes coeficientes

	β	p	r	δ_a	δ_r
> 0 se	Vento a direita	Asa direita descendente	Nariz a direita	Manche a esquerda	Pé a esquerda
C_y	< 0	—	—	?	> 0
C_l	< 0	< 0	> 0	< 0	> 0
C_n	> 0	$\cong 0$	< 0	> 0	< 0

Os dois coeficientes correspondentes aos efeitos parasitas da superfície de controle, isto é, momento de guinada devido a δ_a ($C_{n\delta_a}$) e o momento de rolamento devido a δ_r ($C_{l\delta_r}$) são, em geral, fracos podendo ser desprezados em muitas análises.