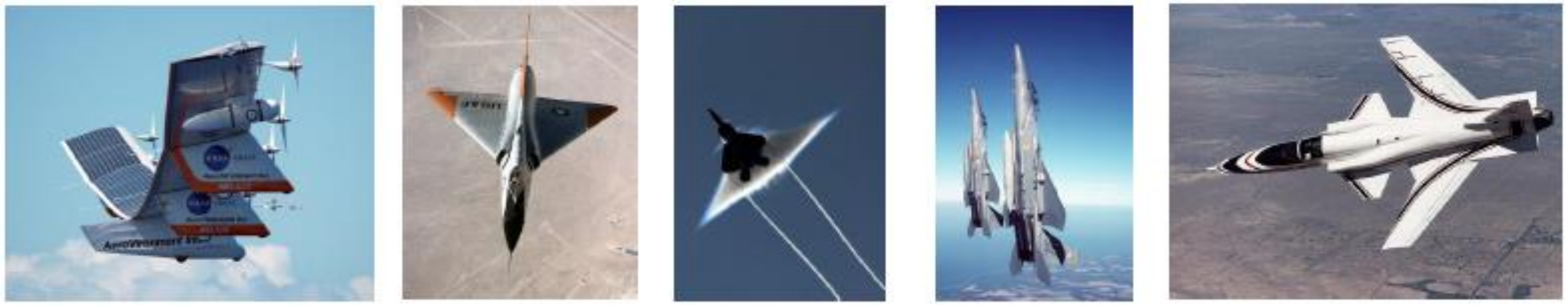
Universidade de Brasília — Faculdade UnB Gama

Mecânica do Voo

Voo retilíneo derrapado estabilizado 2



Referências Bibliográficas

- **ITEN 2.2.1**: 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.

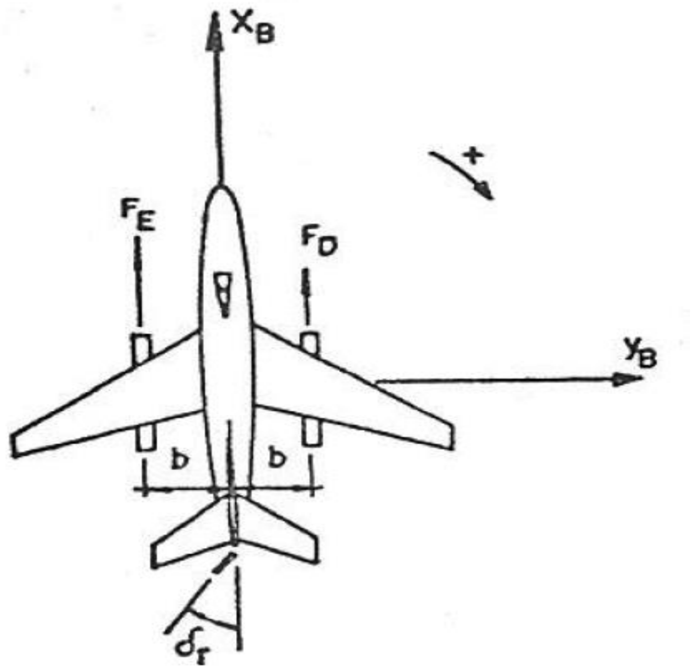
3. Voo retilíneo derrapado estabilizado 2

ITEM 2.2.1 APOSTILA

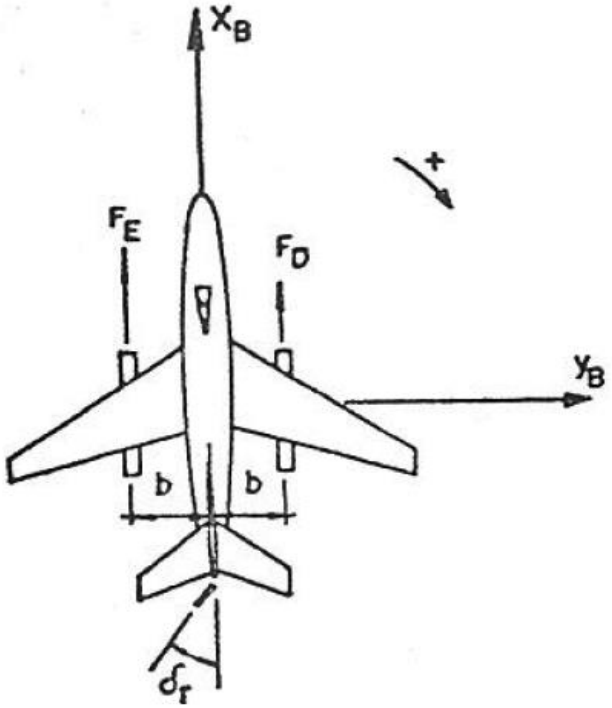
3. VOO RETILINEO DERRAPADO ESTABILIZADO

3.2. AVIÃO NÃO SIMÉTRICO

Para o caso de aeronave com vários motores, uma diferença de tração entre os motores cria um momento de guinada (e um momento de rolamento na medida em que a tração de cada sistema propulsivo pode ter uma componente segundo o eixo $z = z_B$; tal momento será desprezado nas deduções que seguem).



Sejam F_D e F_E as trações dos motores direito e esquerdo, supostas paralelas ao eixo $x = x_B$.



O momento de guinada devido à assimetria de tração é:

$$N_F = b\,(F_E - F_D)$$

$$N_F = \frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 l C_{n_F}$$

Logo: $$C_{n_F} = \frac{b\,(F_E - F_D)}{\frac{1}{2}\rho_e S V^2 l}$$

C_{n_F} **> 0 no caso de pane do motor direito.**

Na equação do momento de guinada é necessário adicionar este momento de tração. Equações são dadas a seguir em temos dos coeficientes e considerando a condição de equilíbrio:

$$\dot{\beta} = \dot{\phi} = p = r = 0$$

Equações do movimento em temos dos coeficientes e considerando a condição de equilíbrio: $\dot{\boldsymbol{\beta}} = \dot{\boldsymbol{\phi}} = \boldsymbol{p} = \boldsymbol{r} = \mathbf{0}$

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_a}}\delta_a + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + m\,g\,sen\,\phi_1 = 0$$

$$C_{l_\beta}\,\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r = 0$$

$$C_{n_\beta}\,\beta + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

Desprezando se os efeitos parasitas associados aos coeficientes $C_{n_{\delta_a}}$ *e* $C_{l_{\delta_r}}$, e também $C_{y_{\delta_a}}$

MIRAGE

$C_{y_\beta} = -0{,}6$	$C_{l_\beta} = -0{,}05$	$C_{n_\beta} = 0{,}180$
$C_{y_{\delta_a}} = 0{,}001$	$C_{l_{\delta_a}} = -0{,}30$	$C_{n_{\delta_a}} = 0$
$C_{y_{\delta_r}} = 0{,}075$	$C_{l_{\delta_r}} = 0{,}018$	$C_{n_{\delta_r}} = -0{,}085$

AIRBUS

$C_{y_\beta} = -1{,}5$	$C_{l_\beta} = -1{,}3$	$C_{n_\beta} = 1{,}75$
$C_{y_{\delta_a}} = 0{,}05$	$C_{l_{\delta_a}} = -0{,}33$	$C_{n_{\delta_a}} = -0{,}125$
$C_{y_{\delta_r}} = 0{,}3$	$C_{l_{\delta_r}} = 0{,}25$	$C_{n_{\delta_r}} = -1{,}0$

EQUAÇÕES DE EQUILÍBRIO:

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + \ m\,g\,sen\,\phi_1 = 0$$

$$C_{l_\beta}\,\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_\beta}\,\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

Fixando-se arbitrariamente β, as posições dos controles, isto é δ_a e δ_r, e o ângulo ϕ_1 podem ser determinados para os seguintes casos:

a) Derrapagem nula: $\beta = 0$

b) Asas niveladas $\phi_1 = 0$

a) Derrapagem nula: $\beta = 0$

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + m\,g\,sen\,\phi_1 = 0$$

$$C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

$\rightarrow$

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + m\,g\,sen\,\phi_1 = 0$$

$$C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

$\rightarrow$ $\boxed{\delta_a = 0 \quad ; \quad \frac{\delta_r}{C_{n_F}} = -\frac{1}{C_{n_{\delta_r}}}}$ $\rightarrow$ $\boxed{\frac{\delta_r}{C_{n_F}} > 0}$

$\rightarrow$

$$sen\,\phi_1 = -\frac{1}{2}\frac{\rho_e S V_e^2}{m\,g} C_{y_{\delta_r}}\delta_r$$

ou

$$sen\,\phi_1 = \frac{1}{2}\frac{\rho_e S V_e^2}{m\,g} C_{y_{\delta_r}}\frac{C_{n_F}}{C_{n_{\delta_r}}}$$

$\rightarrow$ $\frac{sen\,\phi_1}{\delta_r} < 0 \quad ou \quad \frac{sen\,\phi_1}{C_{n_F}} < 0$

Ângulo de declive é negativo.

Assim para pane no motor direito , $C_{n_F} > 0$, com derrapagem nula, as condições finais de equilíbrio:

- **O controle de rolamento deve estar na posição neutra $(\delta_a = 0)$**
    - **O pedal esquerdo deve ser acionado $(\delta_r > 0)$**
    - **A aeronave deve estar inclinada para a esquerda $(\phi_1 < 0)$**

Para manter a derrapagem nula, o piloto deve possuir um indicador de derrapagem.

Por exemplo, para aeronaves lentas, um fio de lã (ou barbante) preso num ponto de referência conveniente (planadores: ao longo do eixo X_B, no nariz da aeronave).

b) Asas niveladas $\phi_1 = 0$

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + \; m\,g\,sen\,\phi_1 = 0$$

$$C_{l_\beta}\,\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_\beta}\,\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) = 0$$

$$C_{l_\beta}\,\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_\beta}\,\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

Da equação da força lateral:

$$\boxed{\frac{\beta}{\delta_r} = -\frac{C_{y_{\delta_r}}}{C_{y_\beta}}} \rightarrow \boxed{\frac{\beta}{\delta_r} > 0} \rightarrow \boxed{\begin{matrix} Se\,\beta > 0 \\ \delta_r > 0 \end{matrix}}$$

Pedal esquerdo acionado

Da equação do momento de rolamento:

$$\boxed{\frac{\delta_a}{\beta} = -\frac{C_{l_\beta}}{C_{l_{\delta_a}}}} \rightarrow \boxed{\frac{\delta_a}{\beta} < 0} \rightarrow \boxed{\begin{matrix} Se\,\beta > 0 \\ \delta_a < 0 \end{matrix}}$$

Manche a direita

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) = 0$$

$$C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a = 0$$

$$C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_F} = 0$$

Eliminando-se β das equações da força lateral e do momento de guinada:

$$\frac{\delta_r}{C_{n_F}} = +\frac{C_{y_\beta}}{\left(C_{n_\beta}C_{y_{\delta_r}} - C_{n_{\delta_r}}C_{y_\beta}\right)}$$

Já foi visto que: $C_{y_\beta}C_{n_{\delta_r}} - C_{y_{\delta_r}}C_{n_\beta} = \frac{l_F - a}{l}C_{y_{\delta_r}}C_{y_\beta} > 0$

$$\frac{\delta_r}{C_{n_F}} = \frac{-1}{\frac{l_F - a}{l}C_{y_{\delta_r}}} > 0$$

Logo para uma pane no motor direito, que acarreta um momento de guinada a direita, o piloto deve acionar o pedal esquerdo, criando uma força lateral a direita, que tenderá a anular a guinada.

Assim, para uma pane do motor direito ($C_{n_F} > 0$) tem-se que:

- O pedal esquerdo deve ser acionado ($\delta_r > 0$)

- a derrapagem é positiva (vento da direita) ($\beta > 0$)

- o manche deve ser acionado à direita ($\delta_a < 0$)

Assim, para equilibrar o momento de guinada à direita devido ao desequilíbrio de tração (para uma pane no motor direito), o piloto deve acionar o pedal esquerdo do leme de direção, criando assim uma força lateral à direita.

Tem-se outras opções para equilibrar essa força, pelo menos duas soluções possíveis:

- **ou equilibrá-la através de um componente do peso (e portanto, inclinando a aeronave)**
- **ou equilibrá-la através de uma componente lateral da força aerodinâmica (colocando a aeronave em derrapagem).**

$$\frac{1}{2}\rho_e S V_e^2 \left(C_{y_\beta}\,\beta + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right) + \ m\ g\ sen\ \phi_1 = 0$$

No primeiro caso, é necessário inclinar o avião à esquerda

Através do deslocamento de cargas para esquerda dentro do avião; se o leme de direção não criasse um binário de rolamento, o avião seria equilibrado em rolamento com o comando na posição neutra (e é o que se encontra, supondo $C_{l_{\delta_r}} = 0, \delta_a = 0$).

Na realidade, existe um momento de rolamento à direita (a força devida à deflexão do leme que se situa à direita e acima do CG), que deve ser contrabalanceado pelo manche à esquerda (aileron da esquerda sobe e da direita desce).

Neste caso as asas não estão niveladas.

No segundo caso, onde se mantém as asas niveladas, é necessário criar uma força aerodinâmica que tenha uma componente à esquerda; portanto, manter uma derrapagem positiva ($\beta > 0$).

O leme de direção deve, então, sofrer uma deflexão maior que no primeiro caso, pois é necessário equilibrar, não somente o momento devido ao sistema propulsivo, mas igualmente o momento de guinada devido à derrapagem (que tende a levar o nariz da aeronave na direção do vento, isto é, girar a aeronave à direita.

Mas em uma derrapagem positiva, a aeronave está submetida a um momento de rolamento que tende a elevar a asa direita e, portanto, de sentido contrário ao momento de rolamento devido à deflexão do leme de direção.

A deflexão do controle de rolamento (ailerons/spoilers) será então, à direta se o momento de rolamento devido à deflexão do leme de direção for mais fraco que o momento de guinada devido ao efeito de diedro (e é o que se encontra, supondo-se que $C_{l_{\delta_r}} = 0$).

Abandonando-se as hipóteses simplificadoras, a solução geral do sistema de três equações é a seguinte:

a) $\boldsymbol{\phi_1 = 0}$

$$\beta = -\frac{C_{n_F}}{K}$$

$$\delta_r = \beta\frac{C_{y_\beta}C_{l_{\delta_a}} - C_{y_{\delta_a}}C_{l_\beta}}{\Delta_1}$$

$$\delta_a = \beta\frac{C_{y_{\delta_r}}C_{l_\beta} - C_{y_\beta}C_{l_{\delta_r}}}{\Delta_1}$$

$$K = C_{n_\beta} + \frac{\left(C_{y_\beta}C_{l_{\delta_a}} - C_{y_{\delta_a}}C_{l_\beta}\right)C_{n_{\delta_r}} + \left(C_{y_{\delta_r}}C_{l_\beta} - C_{y_\beta}C_{l_{\delta_r}}\right)C_{n_{\delta_a}}}{\Delta_1}$$

E $\Delta_1 = C_{y_{\delta_a}}C_{l_{\delta_r}} - C_{y_{\delta_r}}C_{l_{\delta_a}}$

b) $\boldsymbol{\beta = 0}$

$$sen\,\phi_1 = -\frac{1}{2}\frac{\rho_e S V_e^2}{m\,g}\left(C_{y_{\delta_a}}\delta_a + C_{y_{\delta_r}}\delta_r\right)$$

$$\delta_r = C_{n_F}\frac{C_{l_{\delta_a}}}{\Delta_2}$$

$$\delta_a = -C_{n_F}\frac{C_{l_{\delta_r}}}{\Delta_2}$$

Com

$$\Delta_2 = C_{n_{\delta_a}}C_{l_{\delta_r}} - C_{n_{\delta_r}}C_{l_{\delta_a}}$$

EXERCÍCIO:

Para o AIRBUS ao nível do mar em voo retilíneo, com Ve = 60m/s, FE = 60000 N e FD = 2000 N, calcular:

A) δ_a, δ_r e ϕ_1 **para que a velocidade seja mantida no plano de simetria do Avião.**

B) δ_a, δ_r e β **para um voo derrapado com asas niveladas.**

Inicialmente despreze os coeficientes $C_{n_{\delta_a}}$, $C_{l_{\delta_r}}$, $C_{y_{\delta_a}}$**. Tais aproximações são válidas para o AIRBUS? Justifique. A seguir realize os cálculos sem aproximações e compare os resultados obtidos nos dois casos.**

EXERCÍCIO:

Para o Mirage III com $H = 1000\,m$ **em voo retilíneo, com** $V_e = 460m/s$, $FE = 55000\,N$ **e** $FD = 22000\,N$**, calcular:**

A) δ_a, δ_r e ϕ_1 **para que a velocidade seja mantida no plano de simetria do Avião.**

B) δ_a, δ_r e β **para um voo derrapado com asas niveladas.**

Inicialmente despreze os coeficientes $C_{n_{\delta_a}}$, $C_{l_{\delta_r}}$, $C_{y_{\delta_a}}$**. Tais aproximações são válidas para o AIRBUS? Justifique. A seguir realize os cálculos sem aproximações e compare os resultados obtidos nos dois casos.**