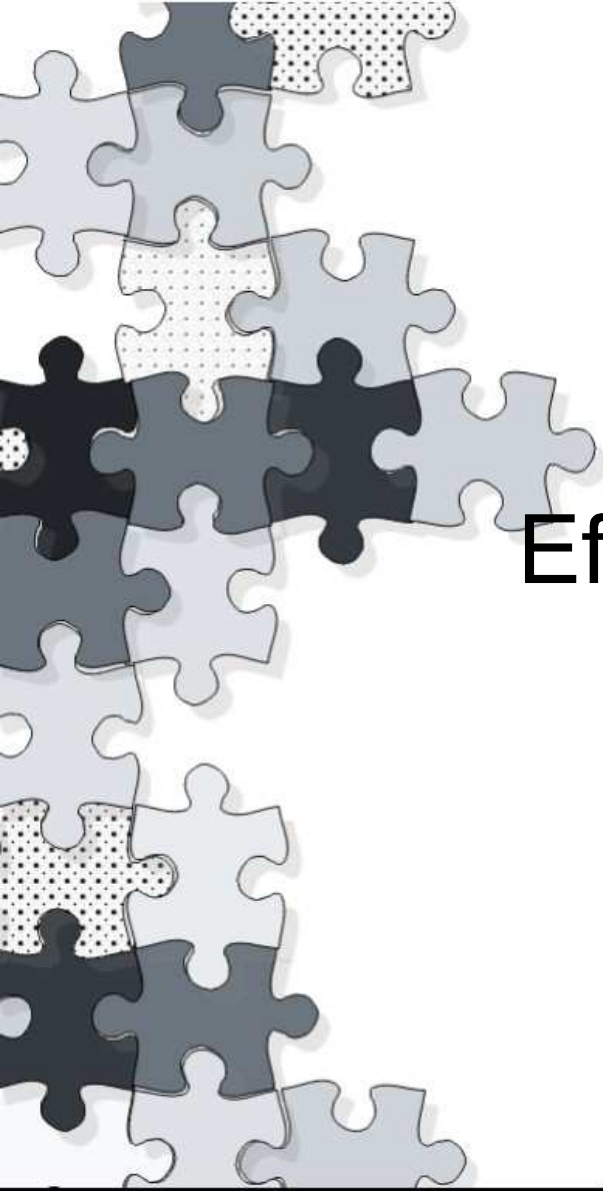


A decorative graphic in the top-left corner of the slide. It consists of several interlocking puzzle pieces. The pieces are in various shades of gray (light, medium, and dark) and some have a white background with a black dot pattern. They are arranged in a cluster that tapers towards the top-left corner.

8^a Aula – Aeroelasticidade Estática



Aula Teórico Prática

Efeito da Flexibilidade da Asa na Efetividade dos Controles

Cap 9 – Wright & Cooper

Sumário

- 1) Introdução
- 2) Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – rolamento permanente
- 3) Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – caso da asa engastada na raiz
- 4) Efeito da posição na envergadura na superfície de controle
- 5) Aeronave completa – efetividade dos controles
- 6) Efeito do Estabilizador na velocidade de reversão

Introdução



Your flight training copilot

Considerações iniciais

- vamos abordar apenas o controle em rolamento
- foco: obtenção da velocidade de reversão do controle
- estes cálculos são efetuados no projeto para dimensionar as superfícies de controle e depois revistos
- a indústria considera duas possibilidades de aparecimento do fenômeno:
 - rolamento da asa com velocidade angular constante
 - asa engastada com a atuação do aileron

Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – rolamento permanente

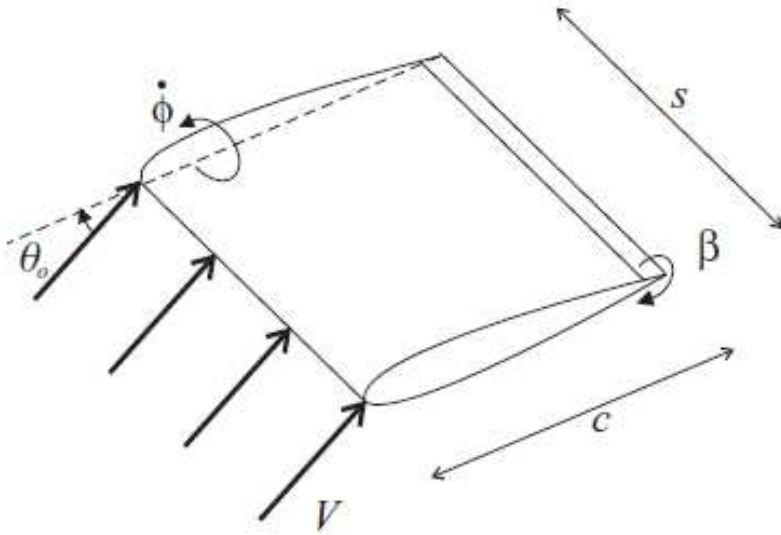


Figure 9.1 Wing with a full span aileron undergoing steady roll.

- corda c e semi-envergadura - s
- perfil simétrico
- incidência na raiz – θ_0
- ângulo de rotação do aileron – β
- velocidade angular de rolamento
- $\dot{\phi}$
- asa flexível em torção e varia linearmente com:

$$\theta = \left(\frac{y}{s}\right)\theta_T.$$

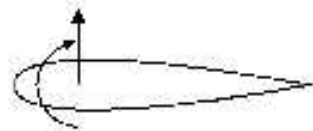
Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – rolamento permanente

- torção positiva: nariz para cima
- $e c$ = distância do $\frac{1}{4} c$
- fuselagem e empenagens não estão sendo consideradas
- movimento de rolamento de um corpo rígido e torção da asa
- $a_0=b_0=0$ e $b_w = a_w$ em aerofólios simétricos

$$C_L = a_0 + a_w(\theta_0 + \theta) + a_c \beta \quad \text{and} \quad C_M = b_0 + b_w(\theta_0 + \theta) + b_c \beta,$$

Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – rolamento permanente

- sustentação adicional devido a rotação do aileron age na articulação do aileron, em torno de $2/3$ dos $3/4$ de corda
- qualquer movimento do aileron fornece não apenas uma força de sustentação mas também um momento nariz para baixo e portanto reduz o ângulo de incidência



Lift and Moment
Due to Wing



Lift and Moment
Due to Control Surface

Figure 9.2 Effect on lift distribution of applying a control surface rotation.

Rolamento

Diya's Funplay



Velocidade de Reversão no Rolamento Permanente

$$dL = qc \, dy \left[a_w \left(\theta_0 + \frac{y}{s} \theta_T - \frac{\dot{\phi} y}{V} \right) + a_c \beta \right] \quad \text{and} \quad dM = qc^2 \, dy \left[b_w \left(\theta_0 + \frac{y}{s} \theta_T - \frac{\dot{\phi} y}{V} \right) + b_c \beta \right],$$

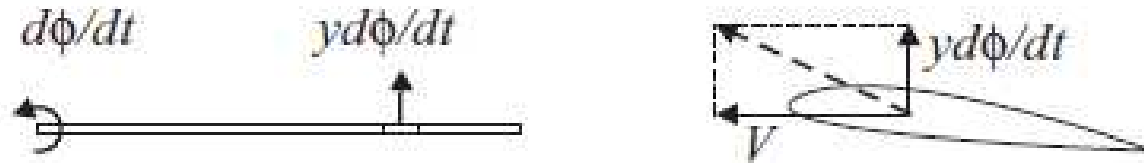


Figure 9.3 Change of incidence due to the downwash from rolling motion.

- q pressão dinâmica
- $\frac{\dot{\phi} y}{V}$ é a redução da incidência devido ao *downwash* gerado pelo rolamento

Velocidade de Reversão no Rolamento Permanente

Relação entre a taxa de rolamento $\dot{\phi}$, torção na ponta - θ_T e Ângulo do aileron - β :

$$\begin{bmatrix} \frac{2q cs^3 a_w}{3V} & \frac{-2q cs^2 a_w}{3} \\ \frac{2q c^2 s^2 b_w}{3V} & \left(\frac{2GJ}{s} - \frac{2q c^2 s b_w}{3} \right) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\phi} \\ \theta_T \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} q cs^2 a_c \\ q c^2 s b_c \end{Bmatrix} \beta \Rightarrow \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ e & (\mu - e) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \frac{s\dot{\phi}}{V} \\ \theta_T \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{3a_c}{2a_w} \\ \frac{3b_c}{2a_w} \end{Bmatrix} \beta, \quad (9.8)$$

where

$$\mu = \frac{3GJ}{q c^2 s^2 a_w}. \quad (9.9)$$

Velocidade de Reversão no Rolamento Permanente

A solução fornece uma medida de relação entre a efetividade do rolamento quando comparada com o resultado obtido para uma asa rígida e para a torção na ponta por ângulo de deflexão do aileron

$$\frac{\dot{\phi}}{\beta} = \frac{3V}{2\mu s a_w} [a_c(\mu - e) + b_c]$$

$$\frac{\theta_T}{\beta} = \frac{3(b_c - e a_c)}{2a_w \mu} = \frac{q c^2 s^2 (b_c - e a_c)}{2GJ}$$



$$\mathfrak{S} = \frac{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{flexible}}}{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{rigid}}},$$

EFETIVIDADE DO CONTROLE
DE ROLAMENTO

Velocidade de Reversão no Rolamento Permanente

Na asa rígida $GJ \rightarrow \infty$ e $\mu \rightarrow \infty$:

$$\mathfrak{S} = \frac{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{flexible}}}{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{rigid}}} = \frac{[3V/(2\mu s a_w)][a_c(\mu - e) + b_c]}{3V a_c/2s a_w} = \frac{a_c(\mu - e) + b_c}{\mu a_c},$$

$$\mu > 0, \quad a_c > 0, \quad b_c < 0.$$

Relação da Efetividade com a Velocidade

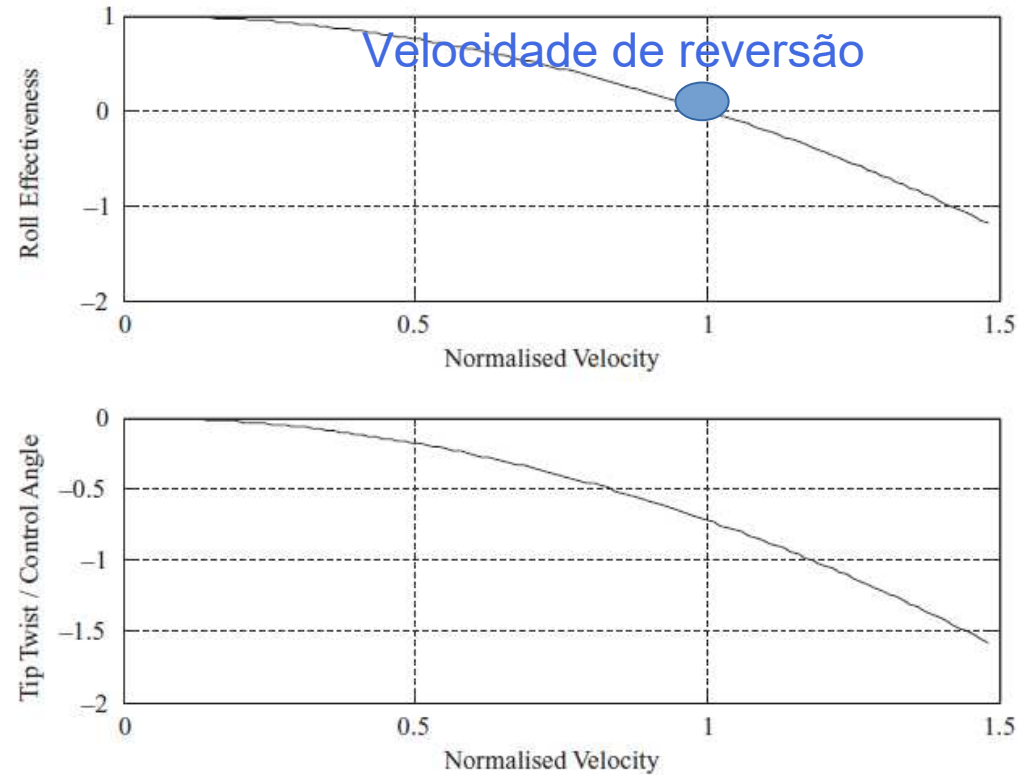


Figure 9.4 Roll effectiveness and tip twist/control angle against velocity normalized to the reversal speed.

Velocidade de Reversão

não há mudança da taxa de rolamento em relação ao ângulo do aileron:

$$\dot{\phi}/\beta = 0,$$



$$[a_c(\mu - e) + b_c] = 0$$



$$q_{\text{rev}} = \frac{3GJa_c}{c^2 s^2 a_w (ea_c - b_c)}$$



$$\mathfrak{S} = \frac{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{flexible}}}{(\dot{\phi}/\beta)_{\text{rigid}}} = \frac{a_c(\mu - e) + b_c}{\mu a_c},$$

with a corresponding tip twist per aileron angle of

$$\frac{\theta_{\text{T}_{\text{rev}}}}{\beta} = -\frac{3a_c}{2a_w}$$

Velocidade de Reversão

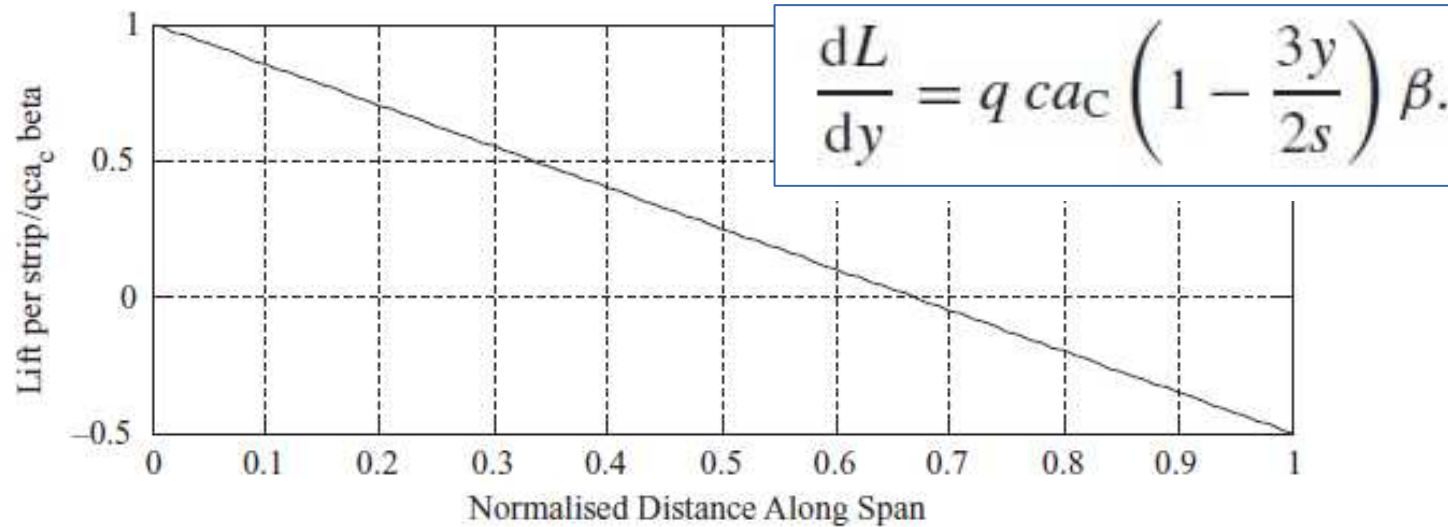
Efetividade em relação a pressão dinâmica:

$$\mathfrak{Z} = 1 - \frac{q}{q_{\text{rev}}}.$$

Relação entre a velocidade de divergência e a velocidade de reversão:

$$\frac{q_W}{q_{\text{rev}}} = \frac{3GJ/(ec^2s^2a_W)}{3GJa_C/[c^2s^2a_W(ea_C - b_C)]} = \frac{ea_C - b_C}{ea_C}$$

Distribuição da Sustentação no Rolamento Permanente



Sustentação por unidade de envergadura:

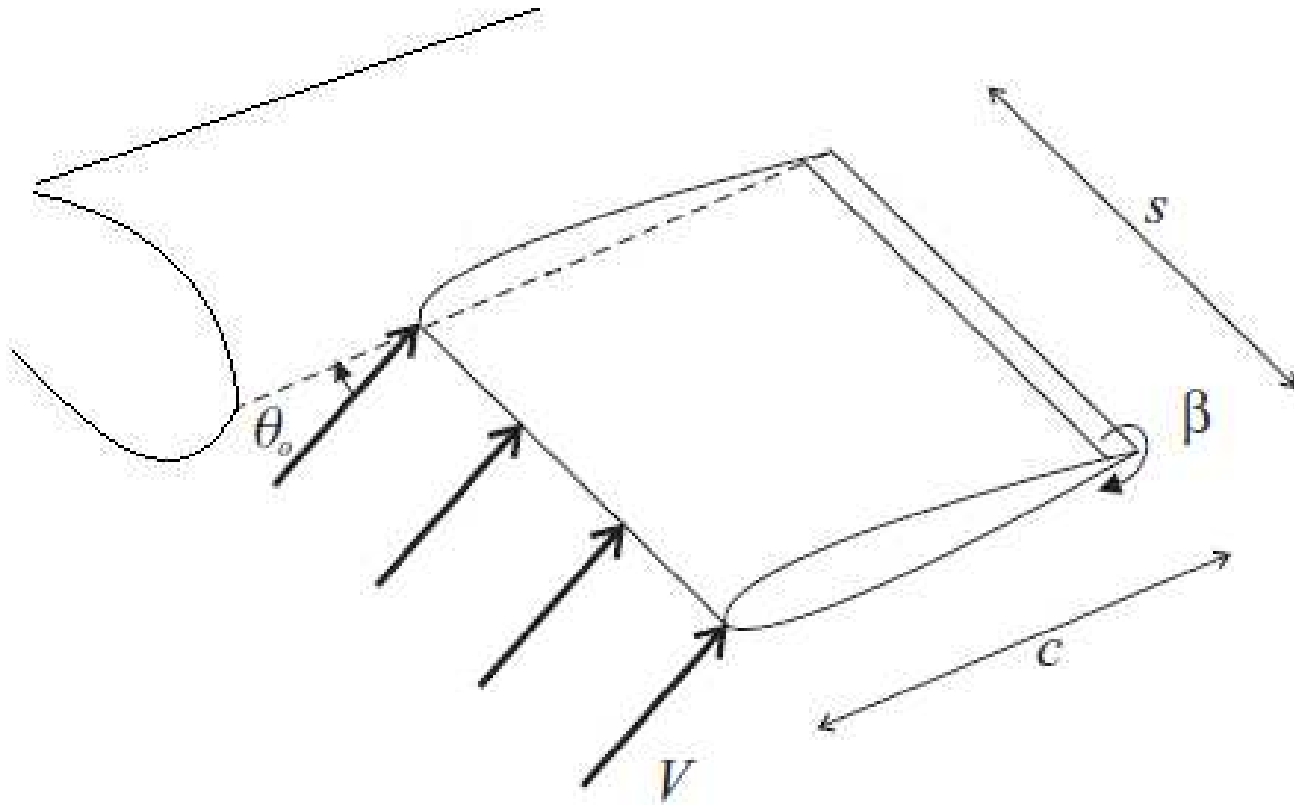
- aumenta linearmente com a pressão dinâmica e ângulo do aileron
- reduz da raiz da asa até a ponta devido a torção negativa provocada pelo acionamento do aileron

Sustentação Total e Momento na Velocidade de Reversão

$$\text{Total lift} = \int_0^s q c a_c \left(1 - \frac{3y}{2s} \right) \beta \, dy = \frac{q c s a_c}{4} \beta.$$

$$M_{\text{rolamento}} = \int_0^s q c a_c \left(1 - \frac{3y}{2s} \right) \beta y \, dy = q c a_c \left(\frac{s^2}{2} - \frac{s^2}{2} \right) \beta = 0,$$

Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – caso da asa engastada na raiz



$$\phi = \dot{\phi} = 0$$

A asa não pode rolar

Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – caso da asa engastada na raiz

Torção na ponta da asa engastada

$$\theta_r = \frac{qc^2s}{(2GJ/s - 2qc^2sb_w/3)} (b_w\theta_0 + b_c\beta) = \frac{qc^2s^2}{2GJ(1 - q/q_w)} (b_w\theta_0 + b_c\beta).$$

A sustentação agindo na semi-asa devido à aplicação do aileron:

$$L_w = \int_0^s \frac{dL}{dy} dy = qcs \left[\frac{qc^2s^2a_w}{4GJ(1 - q/q_w)} b_c + a_c \right] \beta$$

Efetividade do Rolamento de uma asa flexível – caso da asa engastada na raiz

Momento Fletor na raiz:

$$\int_0^s \frac{dL}{dy} y dy = qcs^2 \left[\frac{qc^2s^2a_w}{6GJ(1-q/q_w)} b_c + \frac{a_c}{2} \right] \beta = qcs^2 \left[\frac{qb_c}{2eq_w(1-q/q_w)} + \frac{a_c}{2} \right] \beta$$

Considerando que o Momento de flexão na raiz é zero na velocidade de reversão:

$$\frac{qc^2s^2a_w}{6GJ(1-q/q_w)} b_c + \frac{a_c}{2} = 0. \quad \Rightarrow \quad q_{\text{rev}} = \frac{q_w e a_c}{e a_c - b_c},$$

Efetividade do Aileron – Asa Engastada

Sustentação por unidade de envergadura devido a rotação do controle na asa rígida

$$\frac{dL}{dy} = qca_c\beta.$$

Momento Estático devido a rotação do Aileron para a asa rígida:

$$\int_0^s qca_c\beta y \, dy = \frac{qcs^2a_c}{2}\beta.$$

Efetividade do Momento Estático:

$$qcs^2 \left[\frac{qb_c}{2eq_w(1 - q/q_w)} + \frac{a_c}{2} \right] \beta \quad \xrightarrow{\text{static moment}} \quad \mathfrak{S}_{\text{static moment}} = \frac{\text{static bending moment (flexible)}}{\text{static bending moment (rigid)}} = \frac{1 - q/q_{\text{rev}}}{1 - q/q_w}$$

Comparação da Efetividade quando se tem taxa constante de rolamento e no caso da Asa Engastada

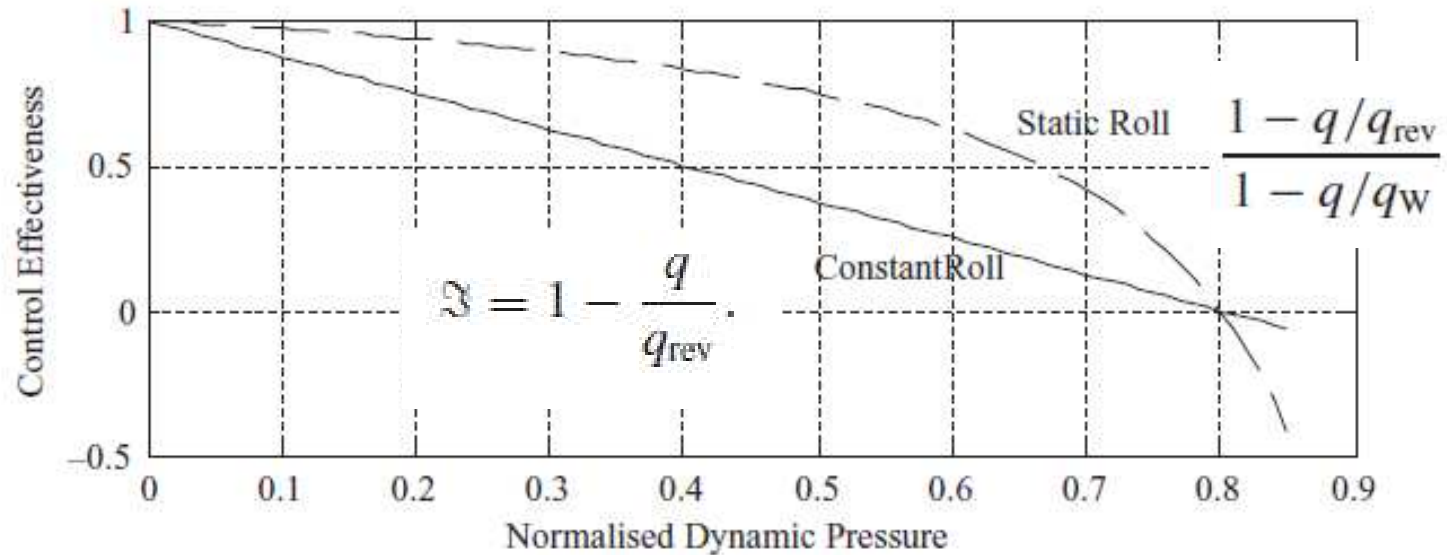


Figure 9.6 Control effectiveness for constant roll rate and static moment cases.

Exercício

Calcule a velocidade de reversão e determine a efetividade do aileron na velocidade de 160 m/s para uma asa engastada na raiz como os seguintes parâmetros:

- rigidez torsional da asa = $7,06 \cdot 10^6$
- relação entre a mudança da sustentação e o ângulo de rolamento = 0,15 e entre o coeficiente de momento e o ângulo de deflexão do aileron é -0,3
- parâmetros da asa: $c=3$ m, $b=9,5$ m, $ec=0,25\%c$ e $a_w = 3,5$

$$q_{rev} = \frac{3GJ a_c}{c^2 s^2 a_w (e a_c - b_c)} \quad \zeta_{\text{static moment}} = \frac{1 - q/q_{rev}}{1 - q/q_w} \quad q_w = \frac{3GJ}{ec^2 s^2 a_w}.$$

Efeito da posição do aileron na envergadura

Considere dois casos:

1. aileron na metade interna da asa

$$M_{\text{inboard}} = qcs^2 \left[\frac{qc^2 sa_w}{24 (GJ/s - qc^2 sb_w/3)} b_c + \frac{a_c}{2} \right] \beta.$$

2. aileron na metade externa da asa

$$M_{\text{outboard}} = qcs^2 \left[\frac{qc^2 sa_w}{8 (GJ/s - qc^2 sb_w/3)} b_c + \frac{a_c}{2} \right] \beta.$$

$$q_{\text{rev inboard}} = \frac{q_w a_c e}{a_c e - b_c/4}, \quad q_{\text{rev outboard}} = \frac{q_w a_c e}{a_c e - 3b_c/4},$$

Efeito da posição do aileron na envergadura

$$M_{\text{inboard}} = qcs^2 \left[\frac{qc^2 sa_w}{24 (GJ/s - qc^2 sb_w/3)} b_c + \frac{a_c}{2} \right] \beta. = 0$$



$$q_{\text{rev inboard}} = \frac{q_w a_c e}{a_c e - b_c/4},$$

$$M_{\text{outboard}} = qcs^2 \left[\frac{qc^2 sa_w}{8 (GJ/s - qc^2 sb_w/3)} b_c + \frac{a_c}{2} \right] \beta. = 0$$



$$q_{\text{rev outboard}} = \frac{q_w a_c e}{a_c e - 3b_c/4},$$

Alcança a divergência primeiro ($b_c < 0$) → aeronaves comerciais os bloqueiam no cruzeiro

Aeronave completa – efetividade dos controles

Considere o vetor de coordenadas generalizadas:

$$p = \begin{Bmatrix} \phi \\ \theta_T \end{Bmatrix} \quad \begin{array}{l} \text{rigid body roll angle (constrained to zero),} \\ \text{wing twist (assume } \infty \text{ fuselage pitch inertia).} \end{array}$$

M é o momento que se opõe ao rolamento tal que não permita ângulo de rolamento ou taxa de rolamento ($\phi = \dot{\phi} = 0$):

$$\begin{bmatrix} 0 & \frac{-2qcs^2a_w}{3} \\ 0 & \frac{2GJ}{s} - \frac{2qc^2sb_w}{3} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \phi \\ \theta_T \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} 1 \\ 0 \end{Bmatrix} M = \begin{Bmatrix} qcs^2a_c \\ qc^2sb_c \end{Bmatrix} \beta = R_{\text{con}},$$

R_{con} ...vetor de forças generalizadas

Aeronave completa – efetividade dos controles

O momento que se opõe ao rolamento tal que não permita ângulo de rolamento ou taxa de rolamento pode ser obtido:

$$M = qcs^2 \left[\left(\frac{qc^2sb_c}{3GJ/s - qc^2sb_w} \right) a_w + a_c \right] \beta.$$

Efeito da Empenagem Horizontal

- o leme auxilia no controle lateral na medida que o aileron perde sua efetividade quando se aproxima da velocidade de reversão

Aula Teórico-Prática

Modelamento Aerodinâmico no Nastran:

- 1) Double Lattice Method
- 2) Lifting Body
- 3) Zona 51 - painéis
- 4) Mach Box Surface
- 5) Strip Theory
- 6) Piston Theory

Aula Teórico-Prática

Table 2-1. NX Nastran Aerodynamic Elements						
Attribute	Aerodynamic Theory					
	Doublet-Lattice Panel	Lifting Body (Interference)	ZONA51 Panel	Mach Box Surface	Strip Theory	Piston Theory
		FEMAP				
Bulk Data	CAERO1	CAERO2	CAERO1	CAERO3	CAERO4	CAERO5
Entries	PAERO1	PAERO2	PAERO1	PAERO3	PAERO4	PAERO5
Mach Number	Subsonic	Subsonic	Supersonic	Supersonic	All	High Supersonic
Symmetry Options	Two Planes $y = 0$ $z = 0$	Two Planes $y = 0$ $z = 0$	One Plane $y = 0$	One Plane Required	None	None
Interaction	Panels and Bodies in the Same Group		Panels in the Same Group	Boxes on One Surface	None	None

Femap

Estruturar a Simulação

1. Entrar com a geometria
(Seja no FEMAP, seja importada de um software CAD)



2. Configurar materiais e suas propriedades



3. Configurar a malha estrutural(elementos finitos)
e a malha aerodinâmica

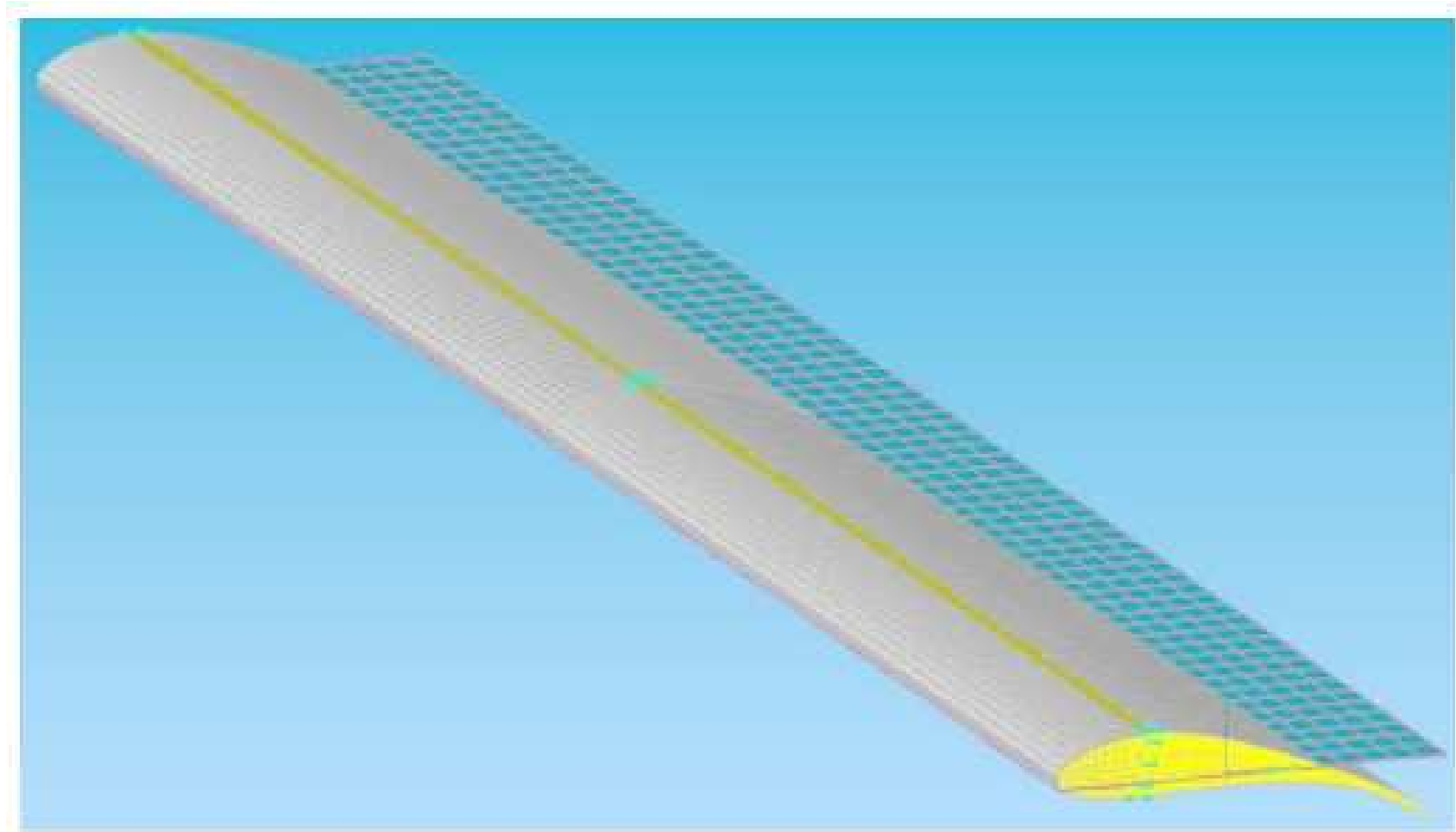


4. Configurar condições de contorno e carregamentos.
(No caso de problemas aeroelasticos o carregamento
é aerodinâmico)



5. Configurar os parâmetros de simulação.
(Aqui, dados requisitados por entradas como FLUTTER,
FLFACT e EIG serão necessários.)

Malha Elementos Finitos x Painéis Aerodinâmicos



Aula Teórico Prática

Para construção da asa sugiro assistir os seguintes vídeos:

https://www.youtube.com/watch?v=7meTJ69dqWU&t=335s&ab_channel=AhmadAl-Barawy

Aula Teórico Prática

Para análise de divergência sugiro assistir o seguinte vídeo:

[https://www.youtube.com/watch?v=O8ZGbmLKv8I&ab_channel=StructuralDesignandAnalysis%2CInc.](https://www.youtube.com/watch?v=O8ZGbmLKv8I&ab_channel=StructuralDesignandAnalysis%2CInc)

do 7:42 até 24:30

Aula Teórico Prática

1) Escolha um perfil de asa e construa uma asa com as seguintes dimensões:

envergadura = 160 in

corda = 17 in

$U = 74$ mph

densidade do ar nível do mar $0,0023769 \text{ slug/ft}^3 = 1,146 \cdot 10^{-7} \text{ slinch/in}^3 = 1,225 \text{ kg/m}^3$

ângulo de ataque = 1 grau = $0,01745 \text{ rad}$

para converter unidades: <https://www.convertworld.com/pt/>

Aula Teórico Prática

Com os dados do slide anterior use o sol 144 e rode uma análise de divergência no Nastran.

Para isto assista o vídeo sobre modelamento de uma asa e depois o video sobre modelamento aerodinâmico

Alumínio 2024

Define Material - ISOTROPIC

ID: 1 Title: Aluminum 2024 Annealed Color: 104 Palette... Layer: 1 Type...

General Function References Nonlinear Ply/Bond Failure Creep Electrical/Optical Phase

Stiffness

Young's Modulus, E: 106000000

Shear Modulus, G: 0,

Poisson's Ratio, nu: 0,33

Limit Stress

Tension: 11000,

Compression: 0,

Shear: 0,

Thermal

Expansion Coeff, a: 1,29E-5

Conductivity, k: 0,0025278

Specific Heat, Cp: 85,008

Heat Generation Factor: 0,

Mass Density: 0,0002588

Damping, 2C/Co: 0,

Reference Temp: 75,

fxy Load... Save... Copy... OK Cancel

Lembre-se que existe relação entre o Poisson, o módulo de elasticidade e o de cisalhamento $G = \frac{E}{2(1+\nu)}$