



Instituto Tecnológico de Aeronáutica
Divisão de Engenharia Aeronáutica e Aeroespacial

LABORÁTORIO DE PRJ-22
PROJETO CONCEITUAL DE AERONAVE
Laboratório 07

Aluna:

Tatiana Pasold

Data do laboratório: 08/06/2025

1 Contexto

O presente relatório tem como objetivo analisar os requisitos de estabilidade de uma aeronave de referência. Os parâmetros geométricos dessa aeronave estão detalhados na Seção 3.

Vale ressaltar que o enflechamento e a posição do CG de "todo o resto" poderão sofrer ajustes ao longo das análises, de acordo com os requisitos avaliados.

As condições operacionais, de missão e de voo consideradas estão sintetizadas na Tabela 1.

Tabela 1: Parâmetros de projeto

Parâmetro	Valor
Gravidade	9.81
Peso inicial estimado	43090 * Gravidade
Empuxo inicial estimado	125600
Mach de cruzeiro	0.77
Altitude de cruzeiro	11000
Alcance de cruzeiro	2390000.0000000000000000
Mach de cruzeiro alternativo	0,4
Alcance de cruzeiro alternativo	370000
Altitude de cruzeiro alternativo	4572
Tempo de espera	2700
Altitude de decolagem	0
Distância de decolagem	1520
Deflexão de <i>flaps</i> na decolagem	0.34906585039887
Deflexão de <i>slats</i> na decolagem	0
Altitude de pouso	0
Distância de pouso	1520
Deflexão de <i>flaps</i> no pouso	0.69813170079773
Deflexão de <i>slats</i> no pouso	0
Fração do peso máximo de pouso	0.84

2 Margens Estáticas

2.1 Posição do CG inalterada

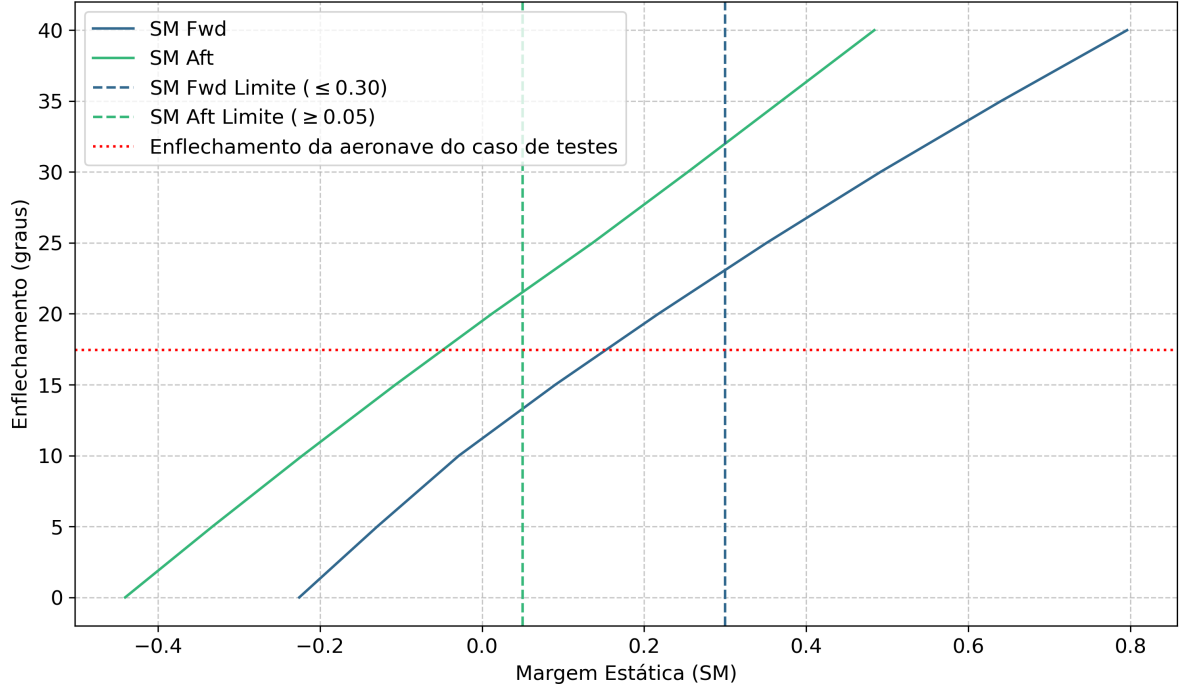


Figura 1: Relação entre margem estática (SM) e ângulo de enflechamento para posições de CG dianteira (SM Fwd) e traseira (SM Aft).

A Figura 1 mostra que, para a condição com CG mais traseiro, a margem estática, conforme definido pela Equação 1, da aeronave do caso de testes é negativa. Isso indica que o centro de gravidade ultrapassa o ponto neutro, caracterizando instabilidade estática. Essa situação está ilustrada na Figura 2. Nessa condição, qualquer pequeno distúrbio em ângulo de ataque tende a se amplificar.

$$SM = \frac{x_{CA} - x_{CG}}{c_{\mu}} \quad (1)$$

Onde:

- SM — Margem estática (adimensional), que indica a distância relativa entre o centro aerodinâmico e o centro de gravidade;
- x_{CA} — Posição longitudinal do centro aerodinâmico da aeronave;
- x_{CG} — Posição longitudinal do centro de gravidade da aeronave;

- c_μ — Corda média aerodinâmica (MAC), usada como referência para adimensionação da distância.

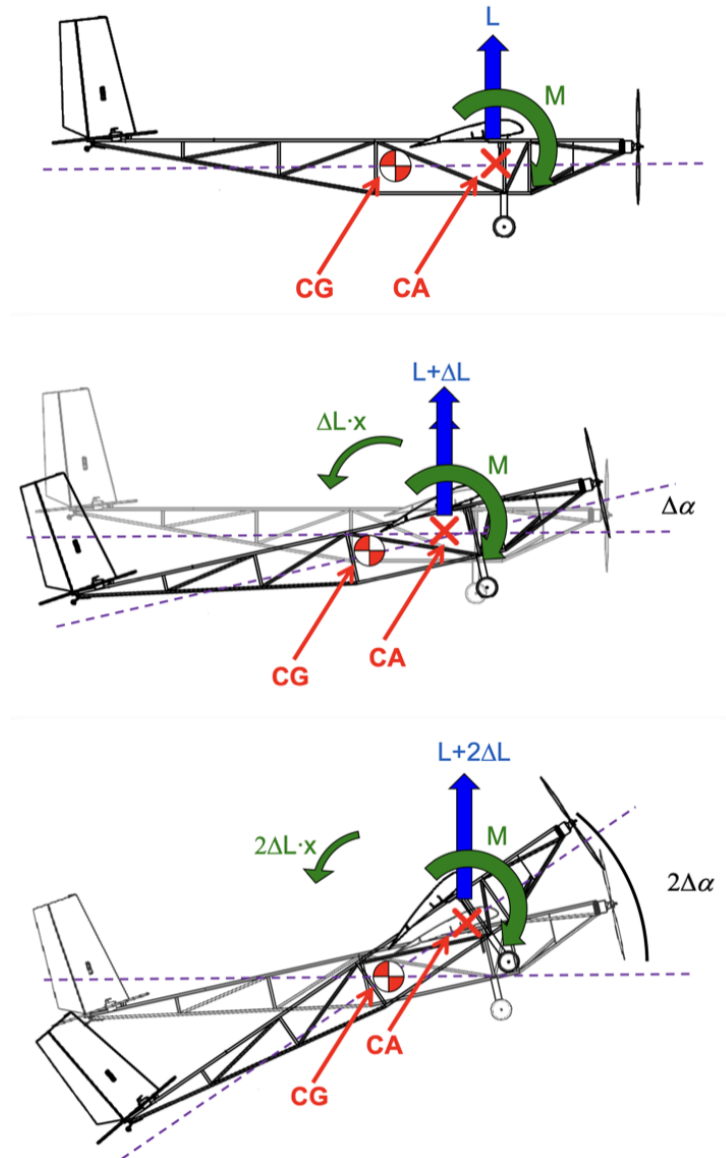


Figura 2: Efeito de um pequeno distúrbio no ângulo de ataque de uma aeronave instável.

2.2 Alteração na posição do CG

Para estabilizar a aeronave, é possível reposicionar o CG dos componentes agrupados como “todo o resto”. De acordo com Raymer, essa posição deve respeitar o intervalo de 40% a 50% do comprimento da fuselagem, como ilustrado na Figura 3.

	Fighters		Transport & Bomber		General aviation		Multiplier	Approximate location
	lb/ft ²	kg/m ²	lb/ft ²	kg/m ²	lb/ft ²	kg/m ²		
Wing	9	44	10	49	2.5	12	$S_{\text{exposed platform}}$	40% MAC
Horizontal tail	4	20	5.5	27	2	10	$S_{\text{exposed platform}}$	40% MAC
Vertical tail	5.3	26	5.5	27	2	10	$S_{\text{exposed platform}}$	40% MAC
Fuselage	4.8	23	5	24	1.4	7	$S_{\text{wetted area}}$	40–50% length
	Weight ratio		Weight ratio		Weight ratio			
Landing gear*	0.033		0.043		0.057		TOGW	centroid
Landing gear—Navy	0.045		—		—		TOGW	centroid
Installed engine	1.3		1.3		1.4		Engine weight	centroid
*All-else empty	0.17		0.17		0.1		TOGW	40–50% length

*15% to nose gear, 85% to main gear; reduce gear weight by 0.014 W_0 if fixed gear.

Figura 3: Densidades de carga por área e localização aproximada do centro de gravidade para diferentes categorias de aeronaves.

Adotou-se, dentro do intervalo estabelecido por Raymer, a fração de 40.5% do comprimento para o CG de “todo o resto”. Essa configuração é avaliada na Figura 4.

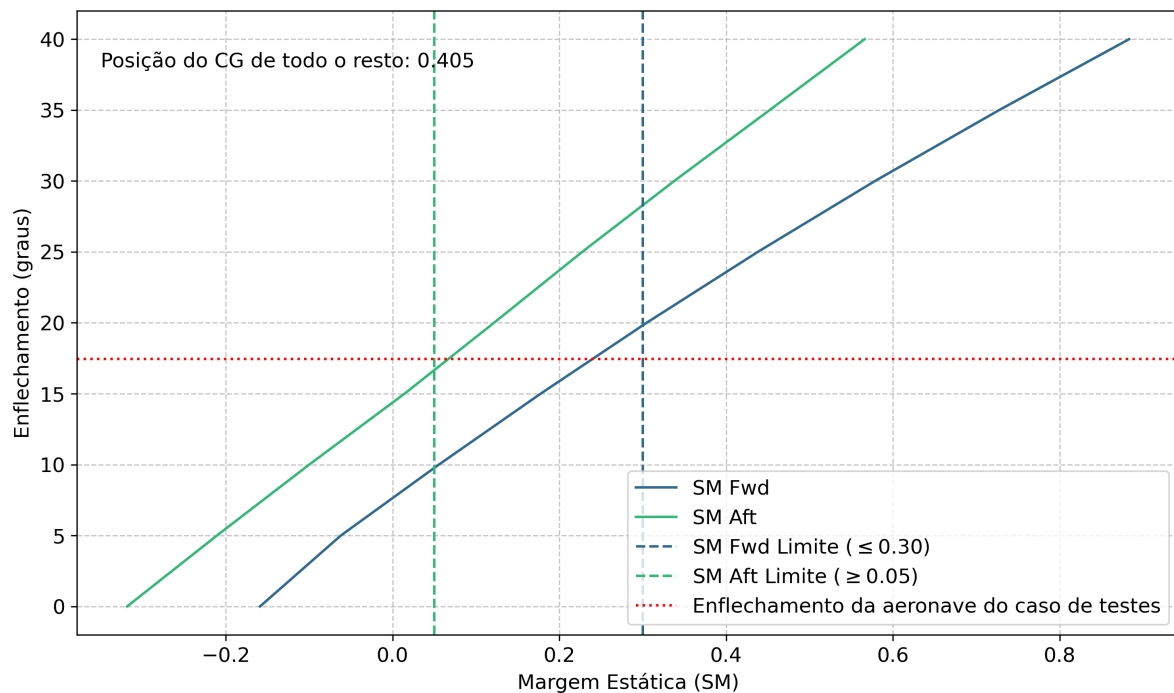


Figura 4: Relação entre margem estática (SM) e ângulo de enflechamento para posições de CG dianteira (SM Fwd) e traseira (SM Aft) com CG de “todo o resto” posicionado a 40.5% do comprimento.

Com essa nova posição, a margem estática traseira da aeronave do caso de testes passa a ser positiva e superior a 0.05, atendendo à restrição de estabilidade mínima. Simultaneamente, a margem dianteira permanece abaixo de 0.30, garantindo que a aeronave não apresente estabilidade excessiva.

3 Apêndice

Tabela 2: Parâmetros Geométricos da Asa

Parâmetro	Valor
Área (S_w)	93.5 m ²
Alongamento (AR_w)	8.43
Afilamento (λ_w)	0.235
Enflechamento (Λ_w)	17.45°
Diedro (Γ_w)	5°
Corda na raiz ($c_{r,w}$)	13.5 m
Posição vertical ($z_{r,w}$)	0.0 m
Espessura relativa na raiz ($(t/c)_{r,w}$)	12.3%
Espessura relativa na ponta ($(t/c)_{t,w}$)	9.6%

Tabela 3: Parâmetros Geométricos da Empenagem Horizontal

Parâmetro	Valor
Coeficiente de volume (C_{ht})	0.94
Alongamento (AR_h)	4.64
Afilamento (λ_h)	0.39
Enflechamento (Λ_h)	26°
Diedro (Γ_h)	2°
Braço aerodinâmico (L_c)	4.83 m
Posição vertical ($z_{r,h}$)	0.0 m
Espessura relativa na raiz ($(t/c)_{r,h}$)	10%
Espessura relativa na ponta ($(t/c)_{t,h}$)	10%

Tabela 4: Parâmetros Geométricos da Empenagem Vertical

Parâmetro	Valor
Coeficiente de volume (C_{vt})	0.088
Alongamento (AR_v)	1.27
Afilamento (λ_v)	0.74
Enflechamento (Λ_v)	41°
Braço aerodinâmico (L_b)	0.55 m
Posição vertical ($z_{r,v}$)	0.0 m
Espessura relativa na raiz ($(t/c)_{r,v}$)	10%
Espessura relativa na ponta ($(t/c)_{t,v}$)	10%

Tabela 5: Parâmetros da Fuselagem e Naceles

Parâmetro	Valor
Comprimento da fuselagem (L_f)	32.8 m
Diâmetro da fuselagem (D_f)	3.3 m
Comprimento da nacele (L_n)	4.3 m
Diâmetro da nacele (D_n)	1.5 m
Posição longitudinal da nacele (x_n)	23.2 m
Número de motores (n_{eng})	2

Tabela 6: Parâmetros do Trem de Pouso e Outros

Parâmetro	Valor
Posição do trem dianteiro (x_{nlg})	3.6 m
Posição do trem principal (x_{mlg})	17.8 m
Posição lateral do trem principal (y_{mlg})	2.47 m
Altura do trem (z_{lg})	-2.0 m
Fator de excrescência (k_{exc})	0.03
C_{Lmax} do aerofólio	2.3

Referências Bibliográficas

DANTAS, João A. D. de J.; SILVA, Roberto G. A. da. **PRJ-22 – Projeto Conceitual de Aeronave: Lab 07**. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2025.

FERREIRA, João A. D. de J. Aula 08 – Estabilidade e Controle. [Apresentação]. Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2025.

RAYMER, Daniel P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. 5th ed. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.