



Disciplina: Aerodinâmica

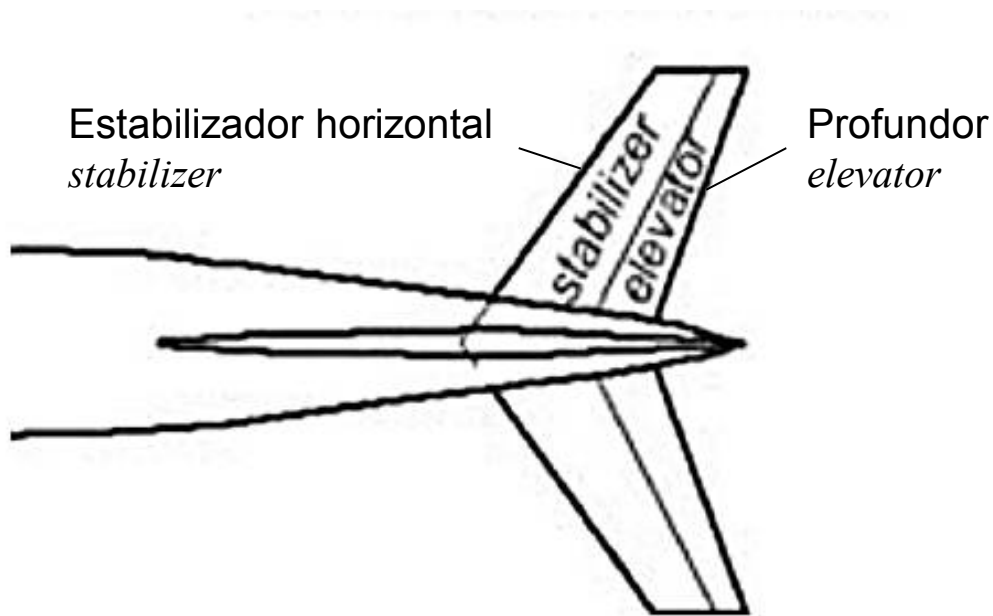
Aerodinâmica dos Estabilizadores

Prof. Fernando Porto

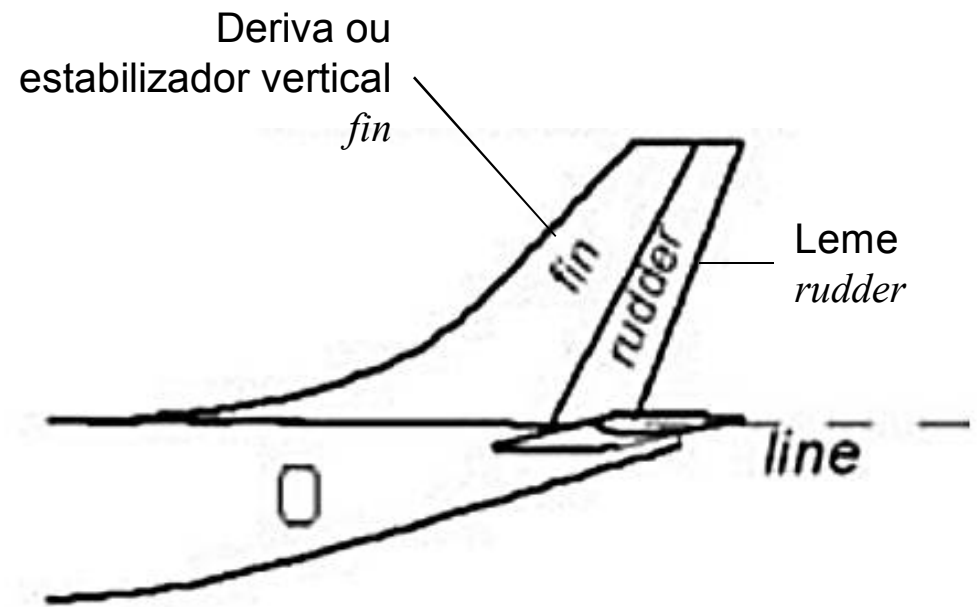
Introdução

- Nos tópicos desta disciplina já apresentados foi discorrido sobre a aerodinâmica relacionada à asa, assim como sobre a interação que existe entre a asa e a fuselagem.
- Este tópico versa sobre as superfícies estabilizadores e superfícies de controle.
- Normalmente uma aeronave possui elementos horizontais compostos por estabilizadores horizontais e profundos, e elementos verticais compostos por estabilizadores verticais e lemes. O conjunto destes elementos, aqui, é denominado simplesmente de cauda*.

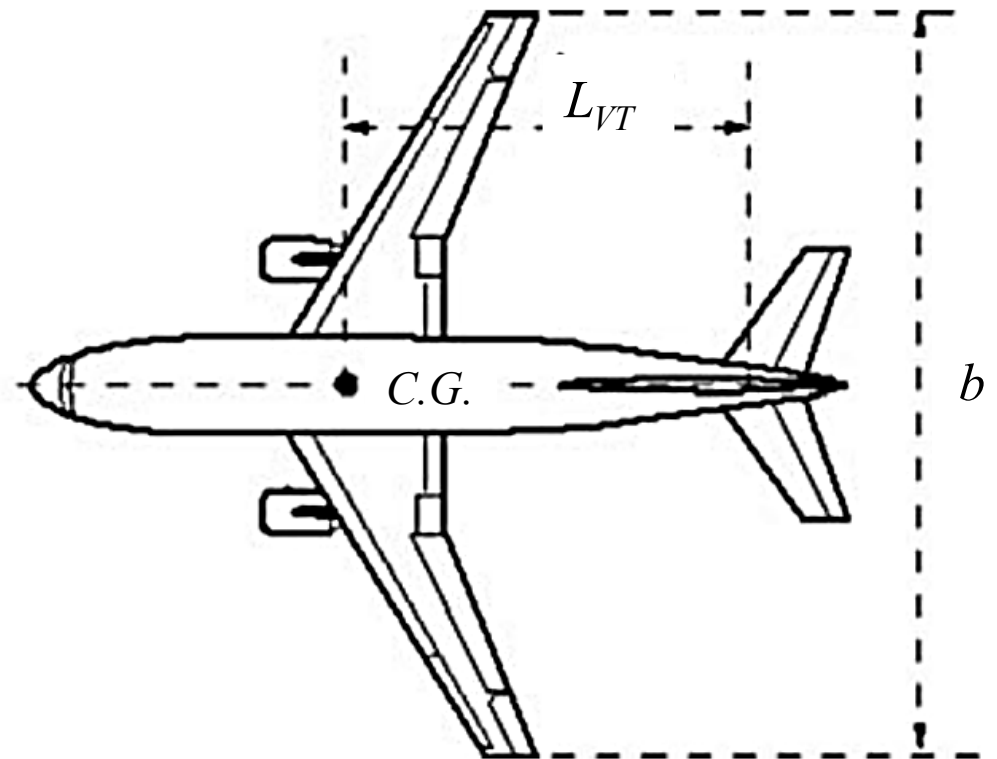
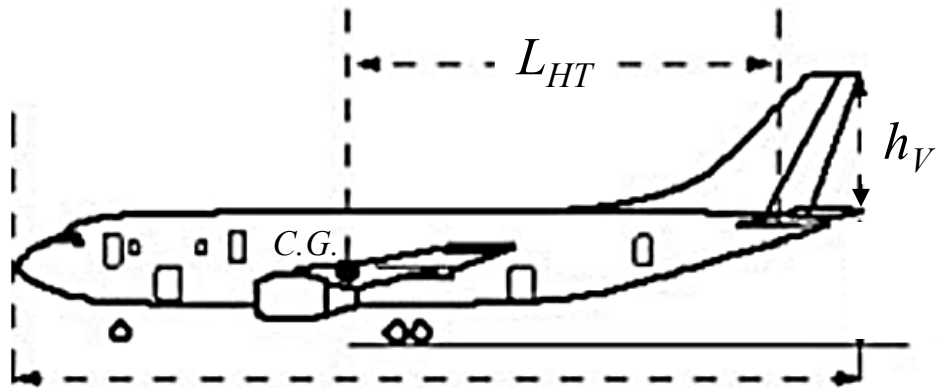
***Atenção: CALDA**, com “L”, é “sumo concentrado de frutas ou de plantas, geralmente fervido com açúcar até ficar espesso e viscoso”.



Empenagem horizontal
Horizontal Tail



Empenagem vertical
Vertical Tail



Obs.: HT – horizontal tail; VT – vertical tail

Alguns dos parâmetros geométricos necessários para a estimativa dos coeficientes de volume da cauda.

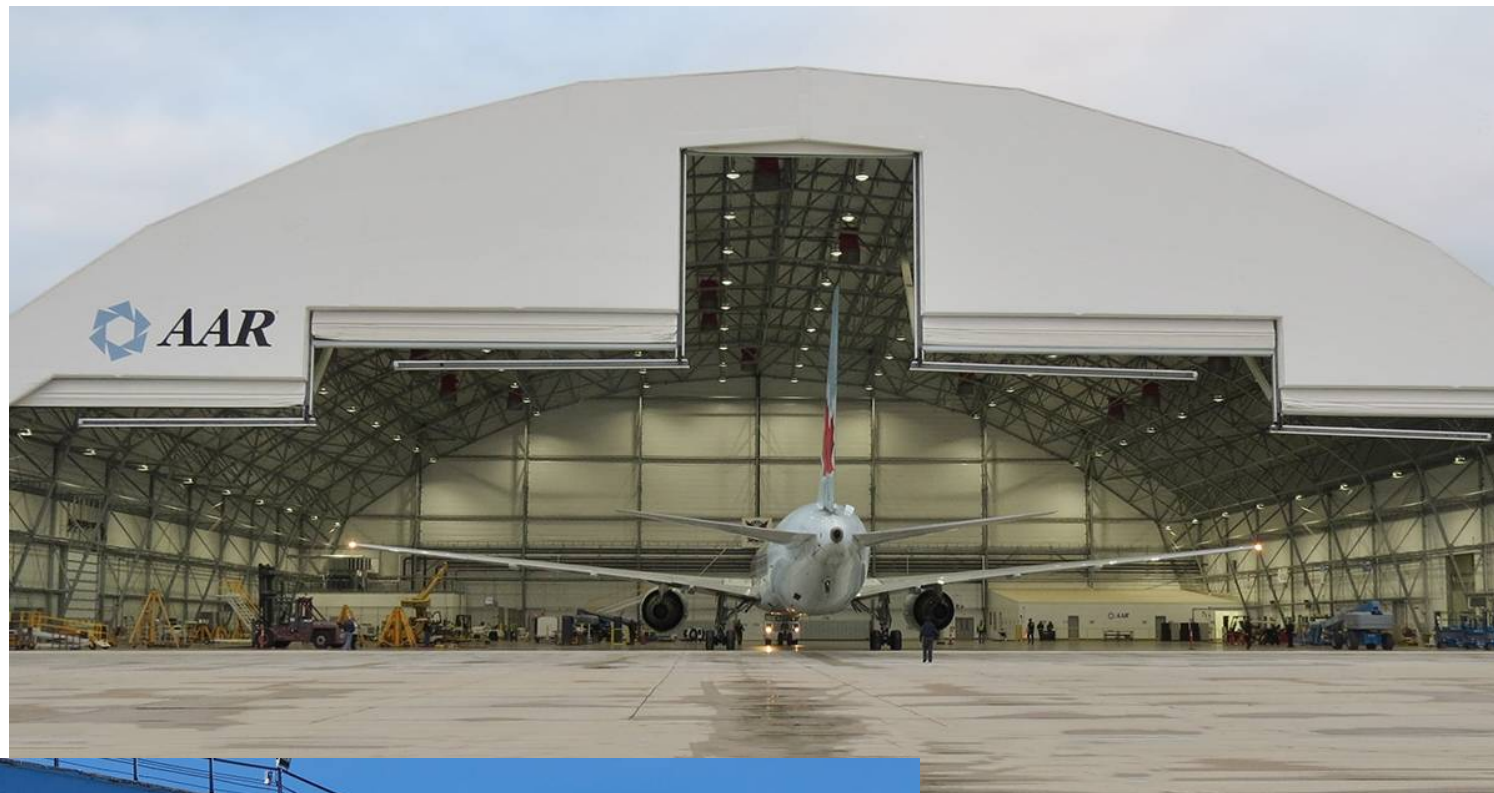
Fonte:
Aircraft Design, de Ajoy Kumar Kundu

- O design da cauda tem início com a seleção da configuração. Esta seleção não é resultado de cálculos matemáticos, sendo realizada com base na avaliação de várias configurações em relação aos requisitos do projeto:

1. Equilíbrio longitudinal (*longitudinal trim*);
2. Equilíbrio direcional (*directional trim*);
3. Equilíbrio lateral (*lateral trim*);
4. Estabilidade longitudinal;
5. Estabilidade direcional;
6. Estabilidade lateral;
7. Manufaturabilidade e controlabilidade;
8. Características de operação (p.ex., conforto do passageiro);
9. Furtividade (apenas em alguns aviões militares específicos);
10. Requisitos operacionais (por exemplo, visão do piloto);

11. Aeronavegabilidade (p.ex., segurança, estol de cauda e estol de profundidade);
12. Capacidade de sobrevivência (p.ex., recuperação de *spin*);
13. Custo;
14. Competitividade (análise do mercado);
15. Limites dimensionais (p.ex., uma aeronave pode ter uma altura limitada devido aos limites dimensionais dos hangares dos principais aeroportos para os quais o avião será direcionado em operação. Isso influenciará a configuração vertical da cauda).





Tipos de Configuração

Mais comuns:



convencional



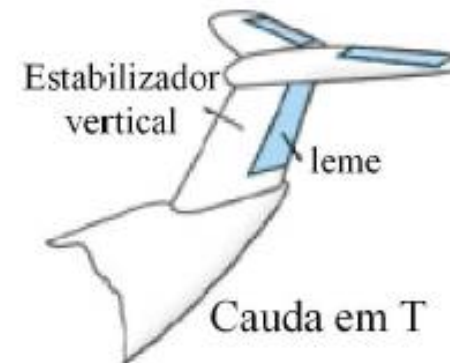
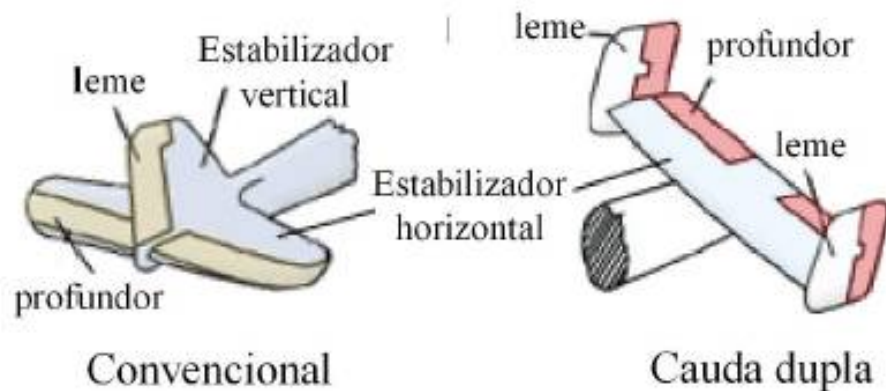
cauda em T

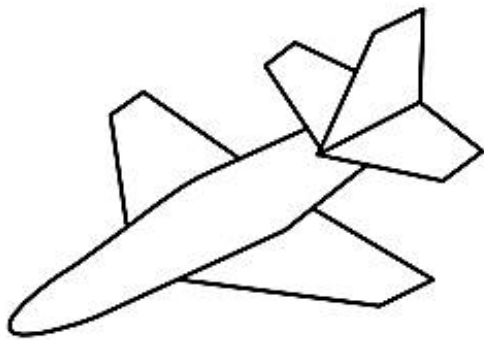


cauda em V

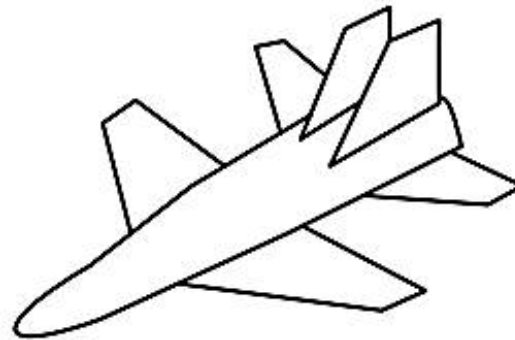


cruciforme

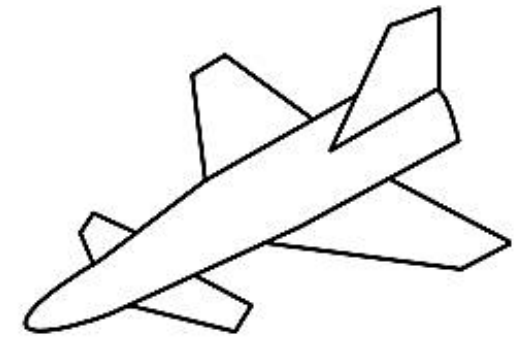




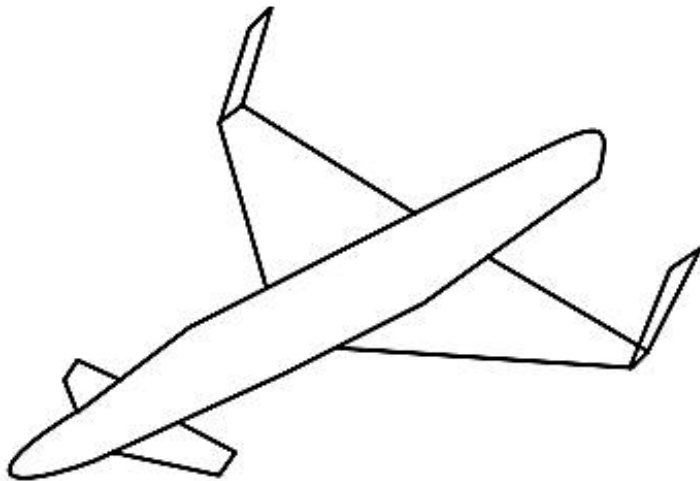
Aft tail and one aft vertical tail
Cauda traseira com deriva simples,
denominada de cauda convencional.



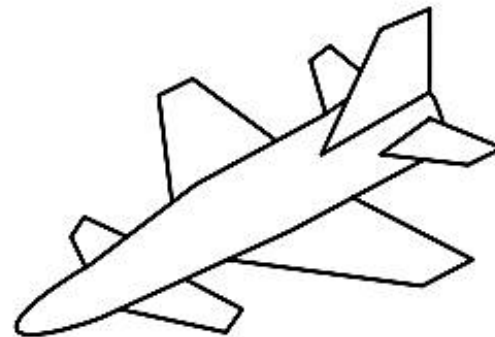
Aft tail and two aft vertical tails
Cauda traseira com deriva dupla



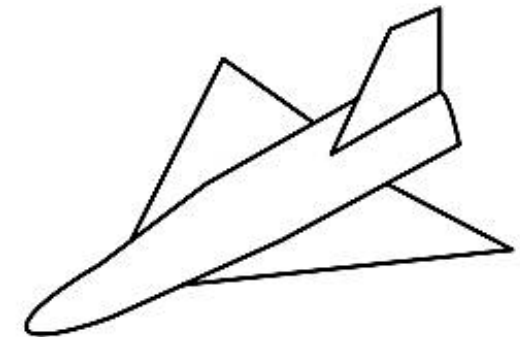
Canard and **aft vertical tail**
Canard e cauda traseira sem
empenagem horizontal



Canard and two wing vertical tail
Canard e empenagem vertical dupla
nas asas



Triplane*
Cauda convencional com canards



Delta wing with one vertical tail
Asa delta e cauda traseira sem
empenagem horizontal

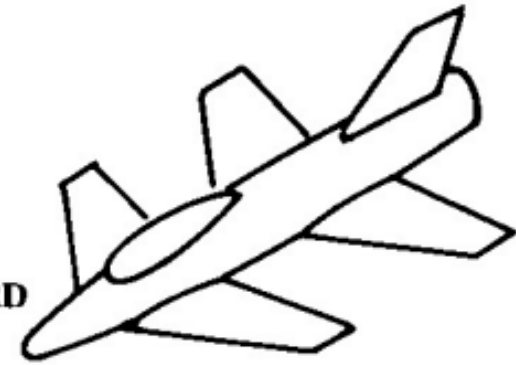
A maioria dos projetos de aeronaves (cerca de 85%) utiliza a configuração de cauda traseira (*aft tail*). Cerca de 10% das aeronaves atuais têm canard. Cerca de 5% das aeronaves de hoje têm outras configurações que podem ser chamadas de configurações de cauda não convencionais.

*Não é um triplano verdadeiro, pois as canards são superfícies de controle, não de sustentação.

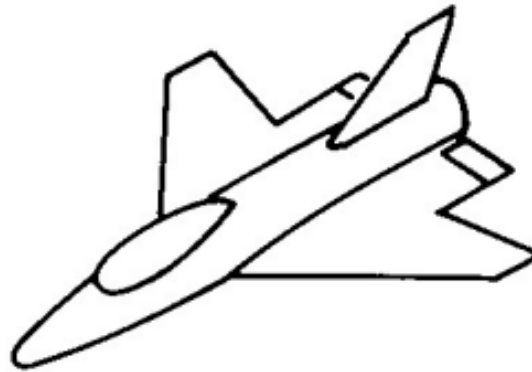
Outras configurações de cauda.



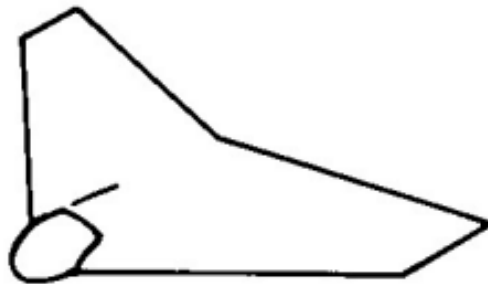
LIFTING-CANARD



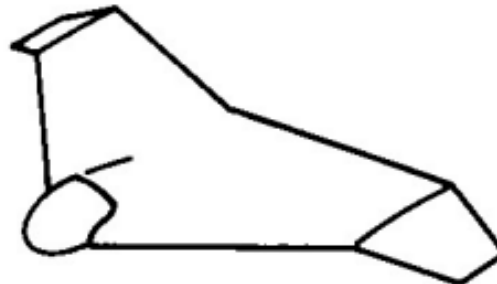
TANDEM WING



AFT-STRAKE OR BACK PORCH

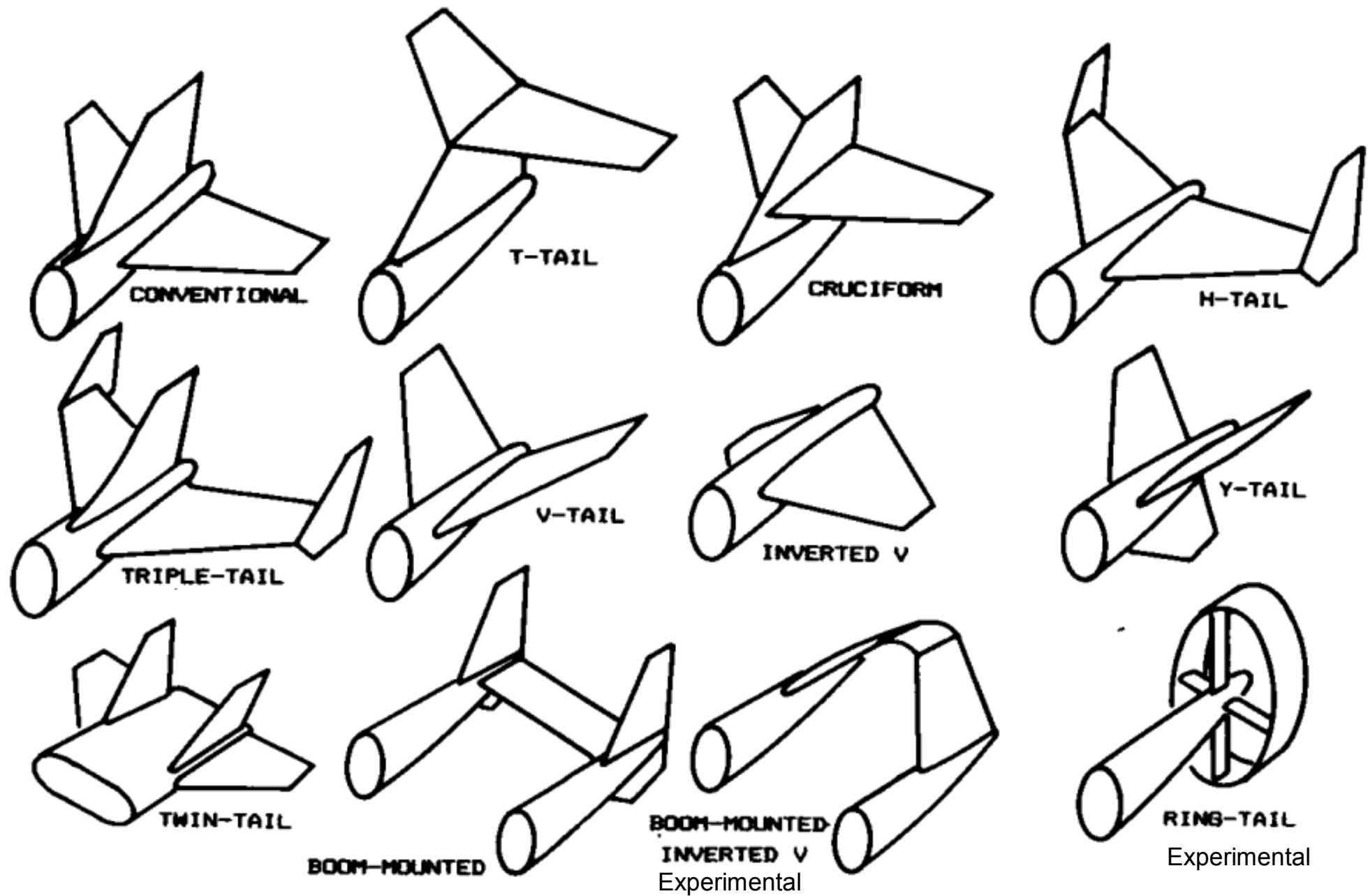


FLYING WING



DROOP WING OUTER PANELS

Adaptado de Aircraft Design,
A Conceptual Approach, de
Daniel P. Raymer



Variações da configuração da cauda traseira (*aft tail*).

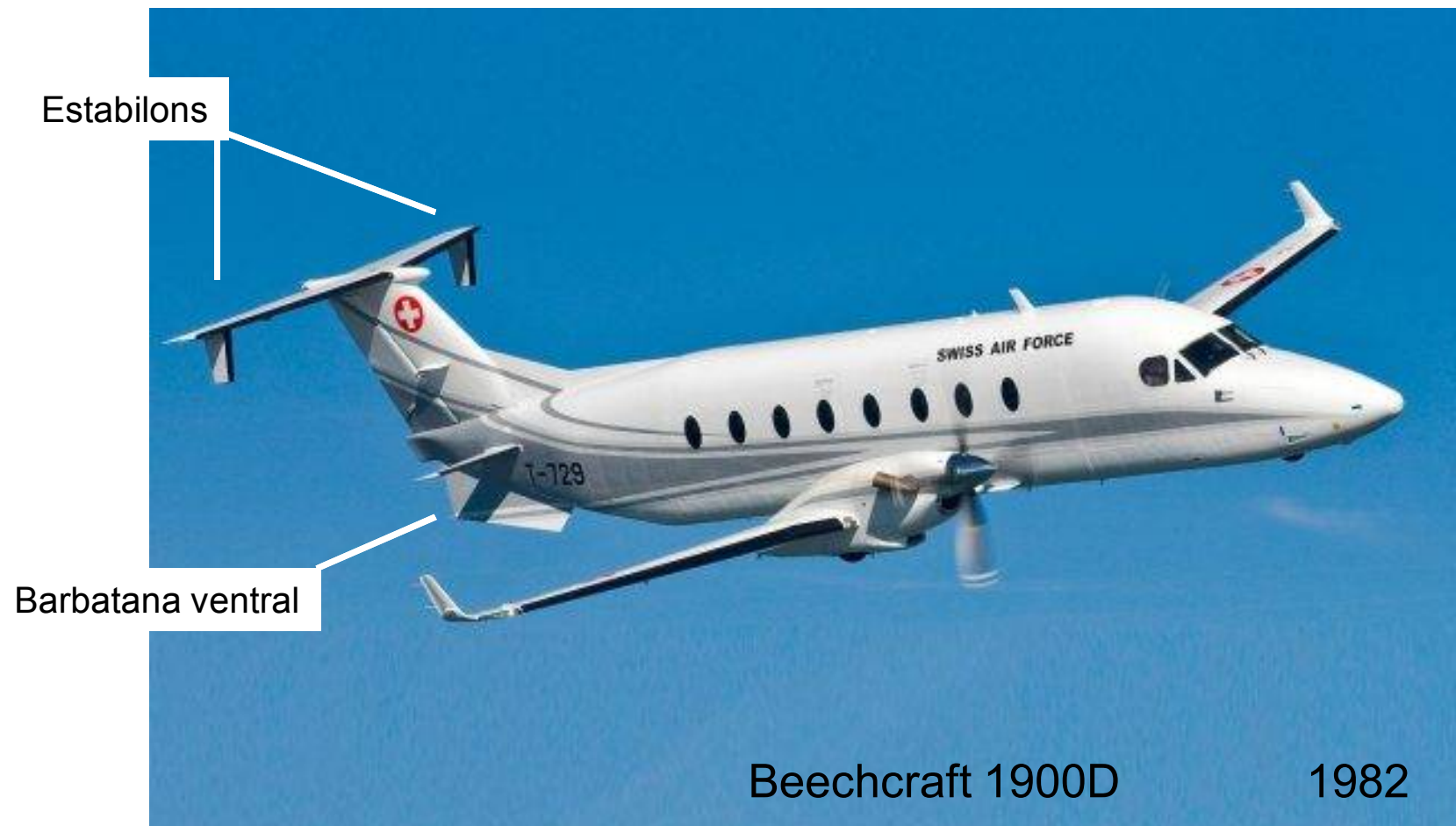
Fonte: Aircraft Design, A Conceptual Approach, de Daniel P. Raymer

Seleção da Configuração de Cauda

- Normalmente, a configuração convencional da cauda (*conventional aft tail*) geralmente é capaz de satisfazer todos os requisitos de projeto.
- Assim, recomenda-se a começar com a configuração convencional e avaliar suas características em relação aos requisitos de projeto. Se um ou mais requisitos não forem atendidos, mude para uma configuração próxima da última configuração analisada até que todos os requisitos possam ser atendidos.



- Se a aeronave já ultrapassou as fases de projeto, e estiver na fase de fabricação, mas mesmo assim tenha sido constatada a necessidade de alteração para uma melhoria na estabilidade longitudinal e direcional, a solução pode ser a adição de pequenos estabilizadores verticais auxiliares (denominados de *estabilons*) e uma ou mais barbatanas ventrais.



- A **configuração convencional** é a utilizada em praticamente 60% dos aviões atualmente em serviço. Esta é a mais simples das configurações, a mais leve e tem comprovada eficiência para realizar todas as funções da cauda (equilíbrio, controle e estabilidade).





McDonnell Douglas DC-10

1970



UNITAU

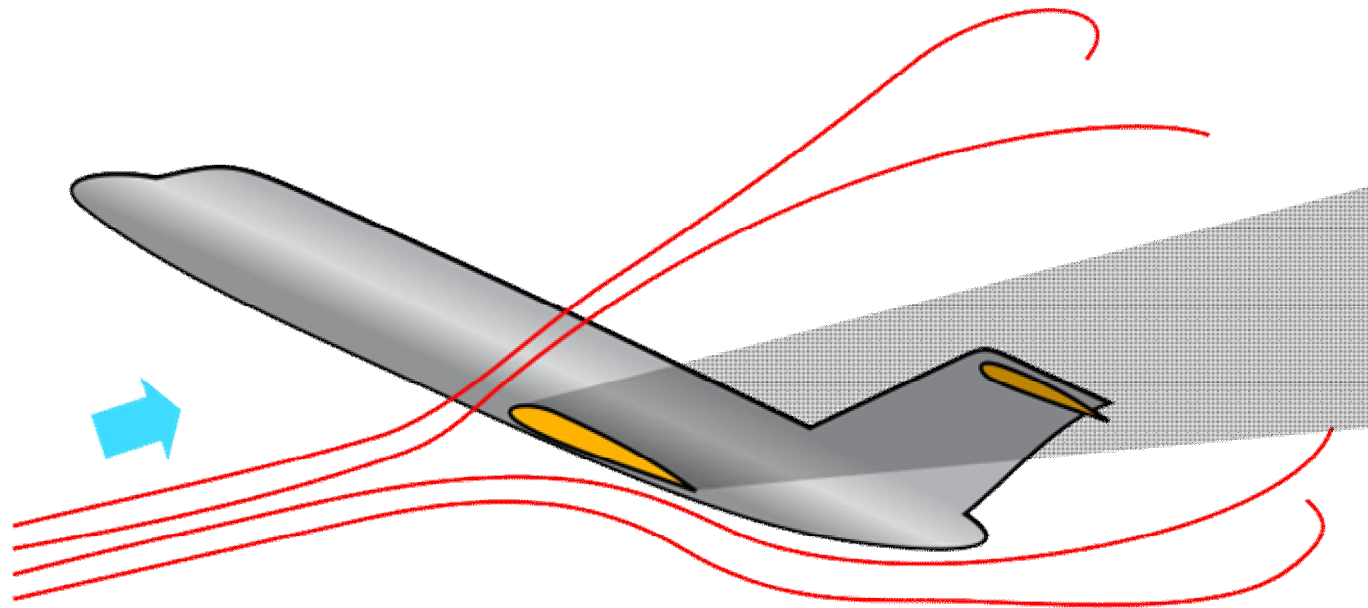
- A **cauda em T** possui uma estrutura mais pesada e a superfície vertical deve possuir uma estrutura mais rígida para suportar as cargas aerodinâmicas e o peso da superfície horizontal.
- A principal vantagem de uma configuração de cauda em T é que ela está fora das regiões da esteira, do *downwash* e dos vórtices das asas, assim como do fluxo de saída do motor (ou seja, gás quente e turbulento em alta velocidade). Isso permite que a cauda horizontal forneça uma eficiência mais alta e uma estrutura mais segura.



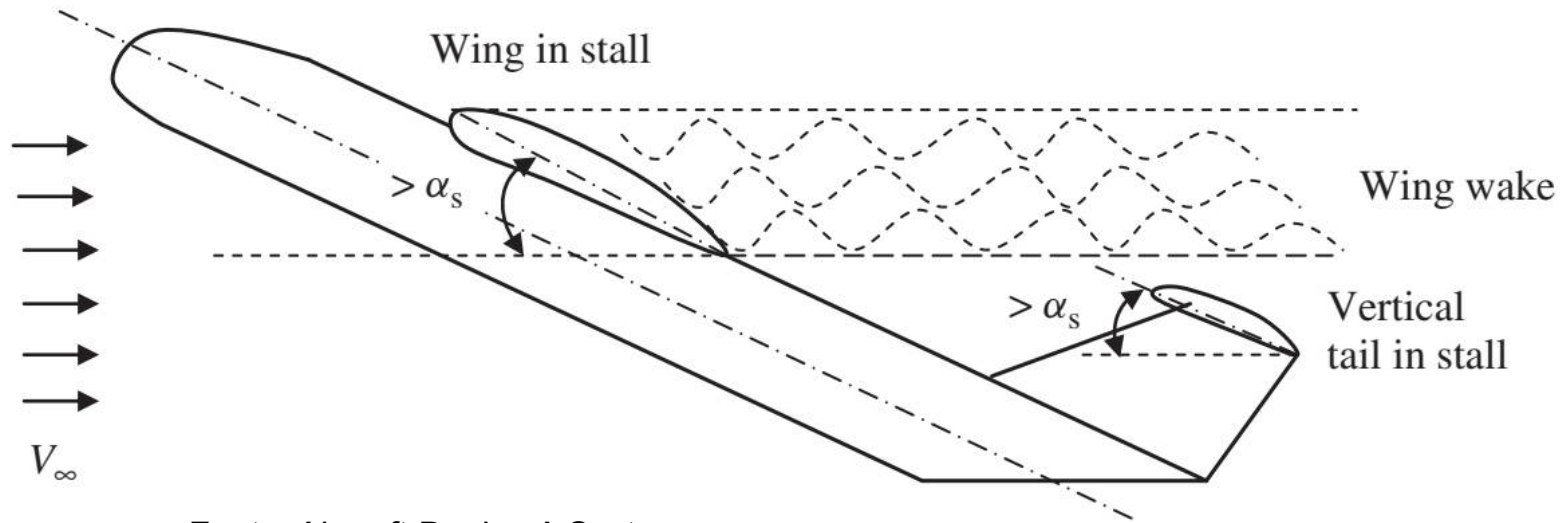
- A reduzida influência da asa resulta em uma menor área horizontal de cauda, e o menor influência do motor leva a uma redução na vibração e golpes na cauda. Isto diminui os problemas com a fadiga estrutural, aumentando assim vida útil da cauda.
- Outra vantagem da cauda em T é a influência positiva da superfície horizontal sobre a vertical. Denominada de “efeito da placa final”, isto resulta em uma menor área vertical de cauda.
- Por outro lado, o momento fletor criado pelas superfícies horizontais tem de ser transferido para a fuselagem através da deriva. Isto exige que a longarina principal da deriva tenha de ser robusta, fazendo com que a deriva seja mais pesada.
- Por fim, aeronaves com cauda em T estão sujeitas a uma perigosa condição denominada de estol profundo (*deep stall*).



Desenho:
Wikipédia



- O *deep stall* é uma condição de estol em um ângulo de ataque mais elevado do que o ângulo de estol original, que para aeronaves de cauda tipo T geralmente ocorre em $\alpha \approx 13^\circ$ sem a atuação de um dispositivo de hiper-sustentação de bordo de ataque, ou $\approx 18^\circ$, com atuação.
- Se o piloto permitir que a aeronave ultrapasse o ângulo de estol, a aeronave arfará (elevará o nariz) rapidamente, podendo atingir um α elevado de até 40° . O que causa isto é a incapacitação da empenagem horizontal devido aos vórtices da fuselagem (devido ao α elevado), e as esteiras da asa e do motor.



Fonte: Aircraft Design A Systems Engineering Approach, de MohammadH.Sadraey

- Eventualmente, em um ângulo de ataque mais alto, a cauda horizontal sai da esteira da asa e da nacele, e a aeronave se torna longitudinalmente estável, embora esteja perdendo altitude rapidamente.
- Esta condição é potencialmente fatal, pois os profundores e os ailerons estão praticamente neutralizados devido ao elevado ângulo de ataque das asas e da empenagem horizontal.

- As soluções de design para evitar um *deep stall* em uma configuração de cauda em T são:
 1. Garantir um ângulo de *pitch* estável em um valor menor que o de estol inicial.
 2. Prolongar substancialmente a distância entre a cauda horizontal e as naceles.
 3. Empregar mecanismos que permitam que os profundos alcancem a deflexão total para baixo no caso de ocorrência de *deep stall*.
 4. A aeronave deve estar bem protegida do estol inicial por dispositivos de alerta aos pilotos, tais como luzes de aviso, sinais sonoros, *stick shaker*, etc.
- Apesar destas desvantagens, a configuração de cauda em T tem se tornado mais e mais popular entre os projetistas de aeronaves. Cerca de 25% dos aviões atuais empregam esta configuração.



Lockheed C-5 Galaxy



1970



Boeing C-17 Globemaster III
1991

- A **configuração em V** geralmente pode ser utilizada na intenção de se reduzir a área molhada da empenagem além de propiciar um menor arrasto de interferência, porém sua maior penalidade é com relação a complexidade dos controles uma vez que leme e profundor devem trabalhar em conjunto como forma de se manobrar a aeronave.



Fouga CM.170 Magister

1952



- A **configuração cruciforme** representa basicamente uma situação intermediária entre a cauda convencional e a cauda em T.



A high-angle, front-quarter view of a white Dassault Falcon 2000 twin-engine turboprop aircraft in flight. The aircraft is positioned centrally, flying towards the right. The background is a clear, bright blue sky with a thin layer of clouds near the horizon. The aircraft's distinctive features, such as its high-wing configuration, T-tail, and wingtip fences, are clearly visible. The lighting is bright, suggesting a clear day.

Dassault Falcon 2000

1993



UNITAU

Pré-Dimensionamento das Empenagens Horizontal e Vertical

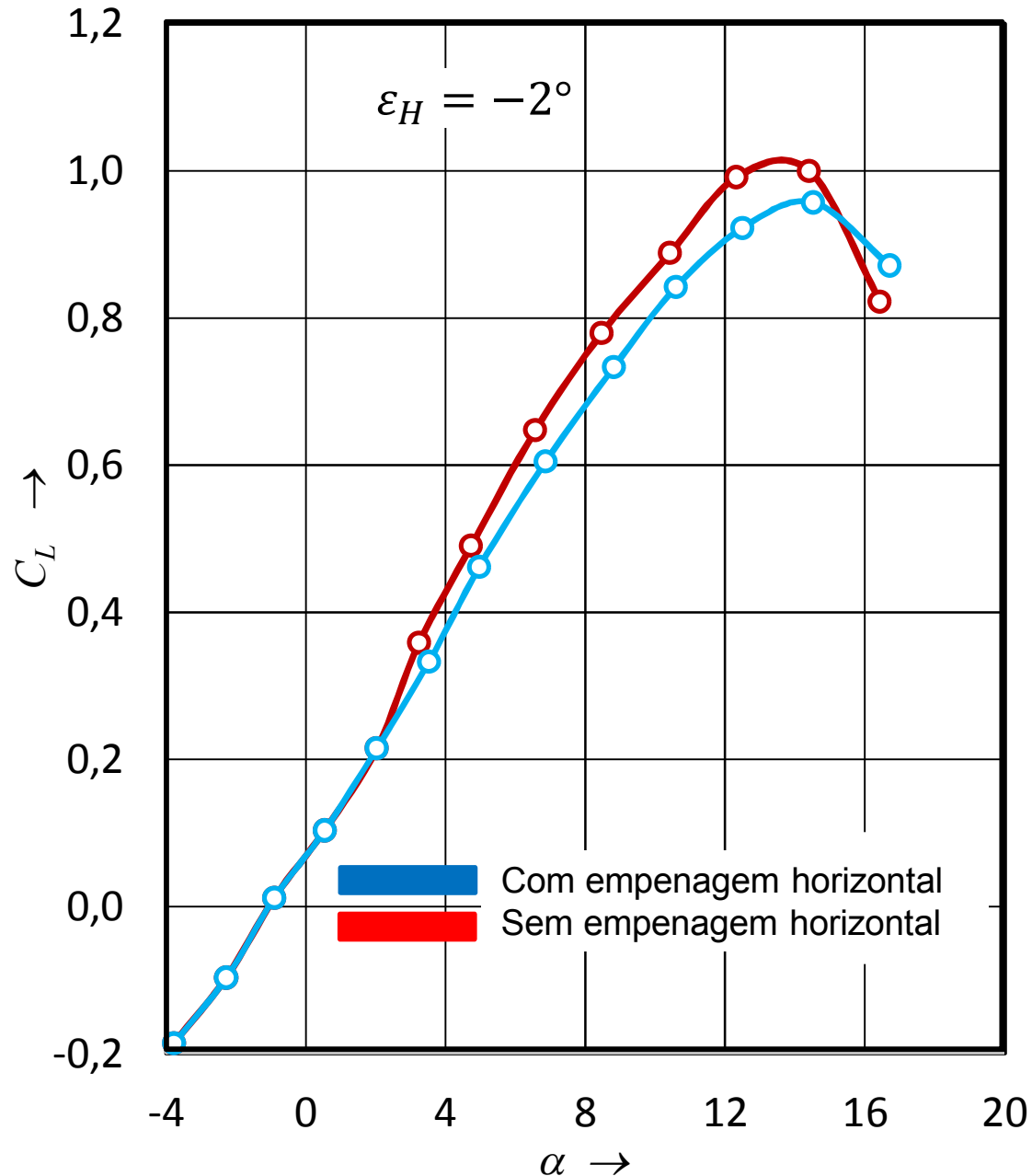
Pré-Dimensionamento

- A técnica de dimensionamento das empenagens vertical e horizontal da aeronave, aqui apresentada, atende aos propósitos do projeto inicial conceitual, tratando-se de uma metodologia extremamente simples.
- O dimensionamento preciso da cauda ultrapassa os objetivos desta disciplina, sendo motivo de discussão aprofundada em outras disciplinas.



Empenagem Horizontal

Efeito Aerodinâmico

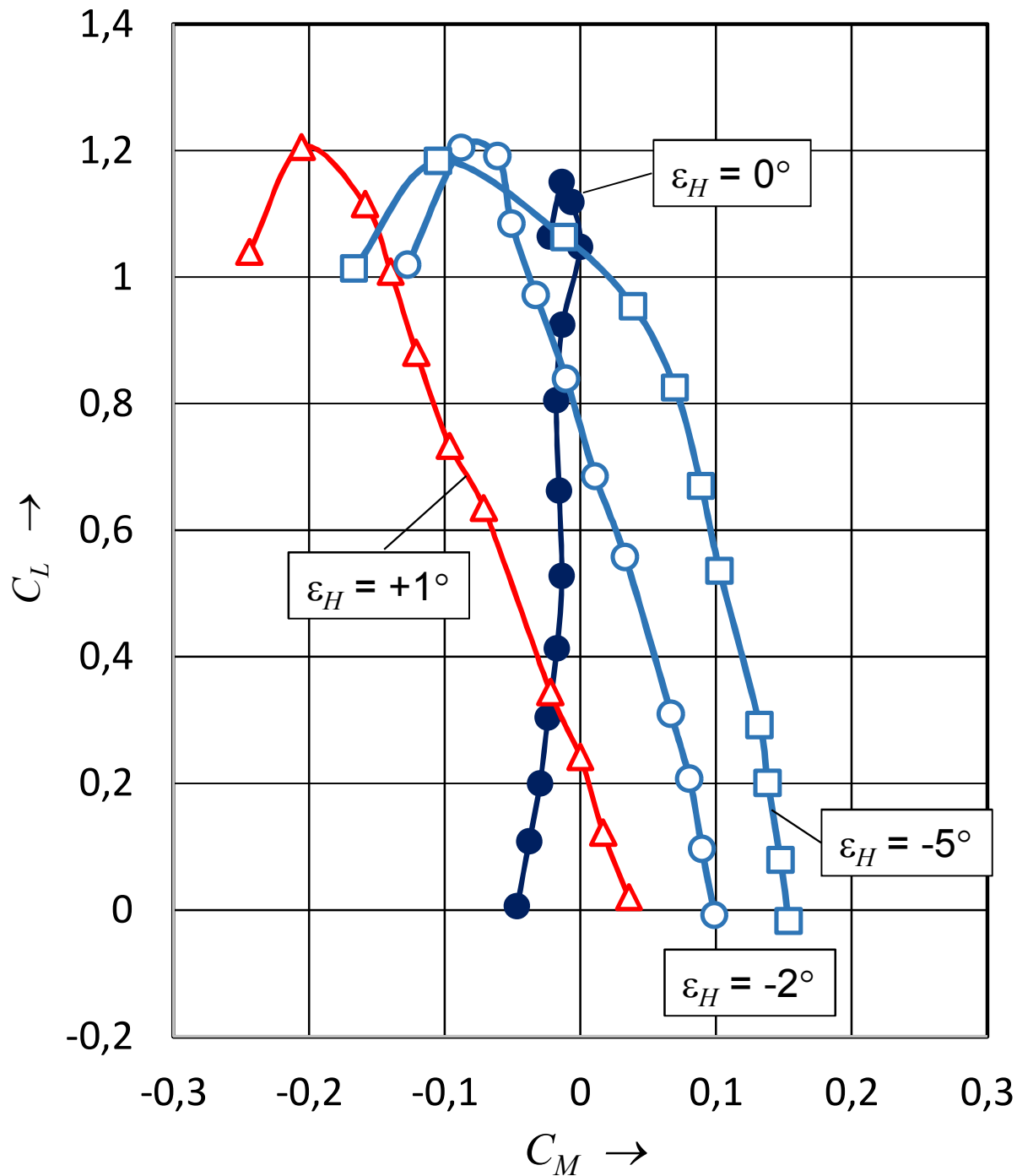


- O efeito aerodinâmico da cauda horizontal resulta em uma contribuição muito pequena para a sustentação total da aeronave.
- A sustentação da cauda influi somente no equilíbrio e na estabilidade da aeronave.

ε : letra grega epsilon

ε_H : ângulo de ataque emp. horiz.





- Por outro lado, mudanças no ângulo de ataque dessa superfície (ϵ_H) geram uma considerável mudança no coeficiente de momento total da aeronave.

ϵ : letra grega epsílon

ϵ_H : ângulo de ataque emp. horiz.

Geometria da Cauda Horizontal

- A geometria da cauda horizontal é definida pelas seguintes medidas:

Envergadura da cauda horizontal: b_H

Área da cauda horizontal : S_H

Alongamento da cauda horizontal: $\Lambda_H = b_H^2 / S_H$

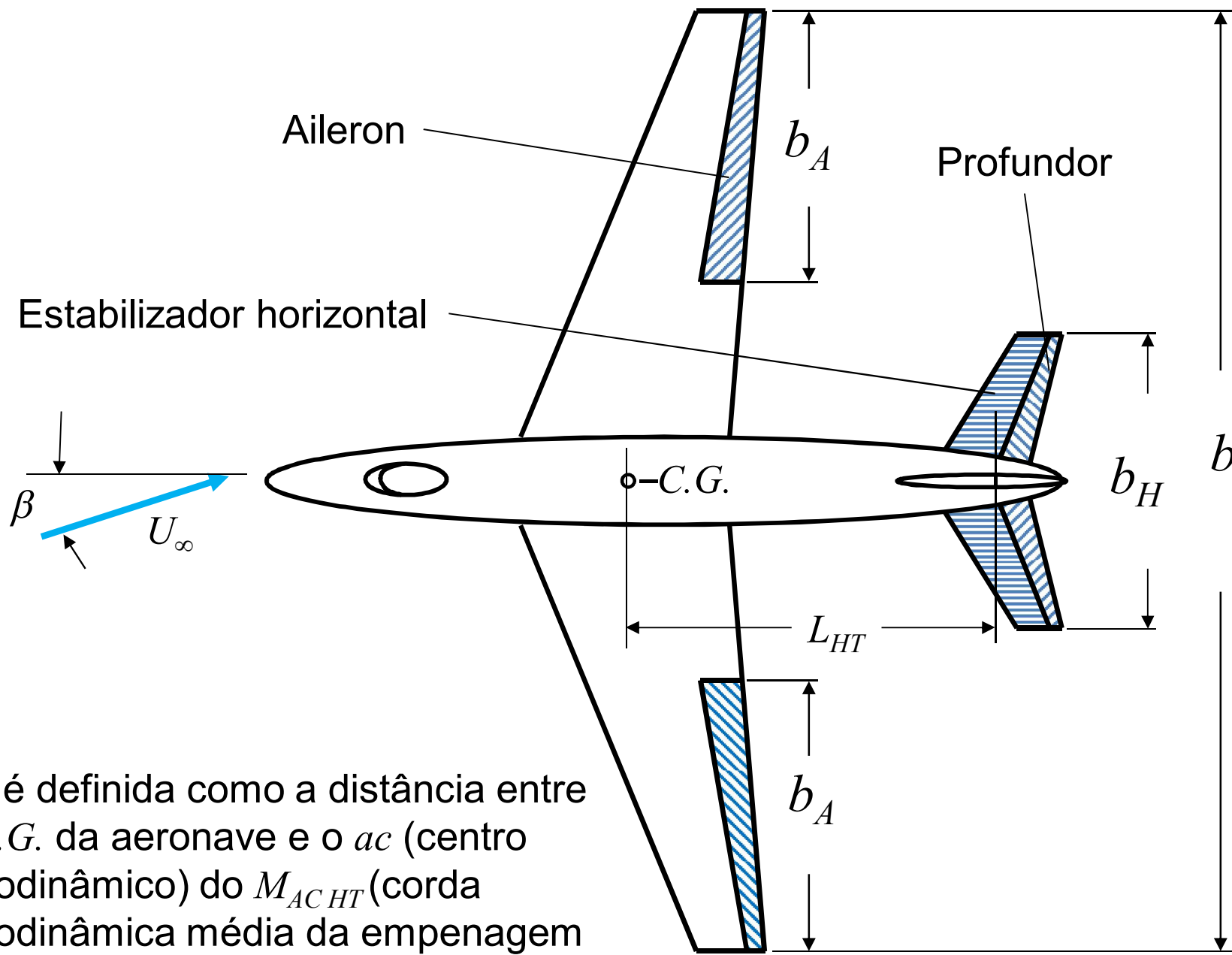
Ângulo de incidência da cauda horizontal: ε_H

Deflecção do profundor: η_H

- A posição da cauda horizontal relativa a aeronave é dada pelo braço de alavanca L_{HT} da cauda (*arm tail*), definida como a distância entre o *C.G.* da aeronave e o *ac* do M_{ACHT} .

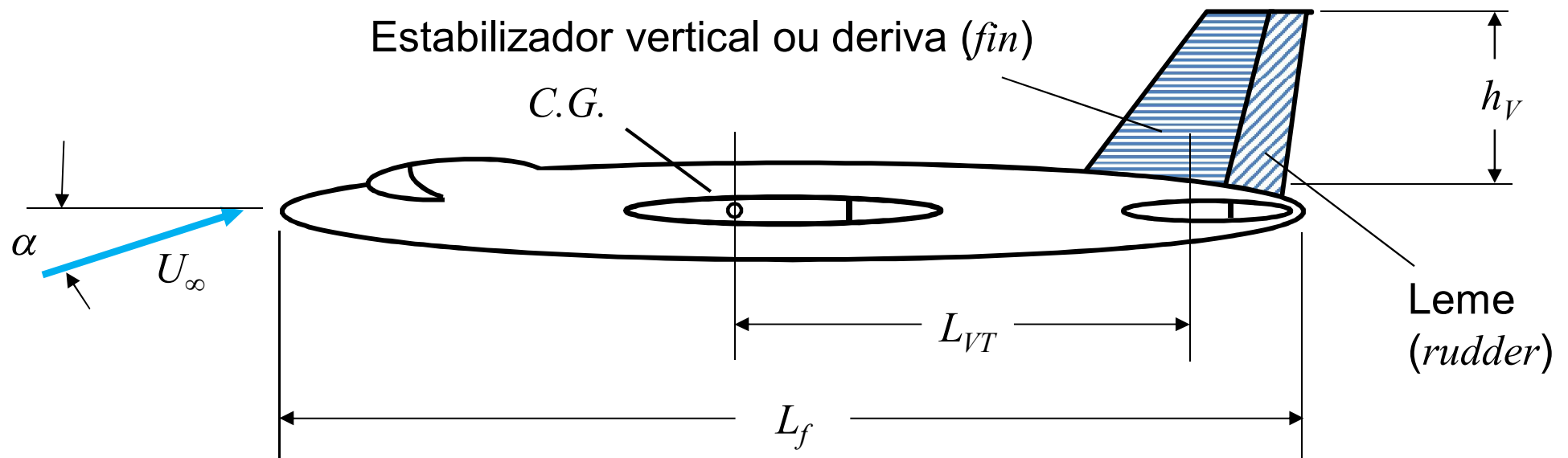
Λ , letra grega lambda maiúscula; η , eta; ε , episódio





L_{HT} é definida como a distância entre o C.G. da aeronave e o ac (centro aerodinâmico) do M_{ACHT} (corda aerodinâmica média da empenagem horizontal). O ac é localizado a um quarto da corda.

Obs.: β é o ângulo de ataque horizontal



L_{VT} é definida como a distância entre o C.G. da aeronave e o *ac* (centro aerodinâmico) do M_{ACVT} (corda aerodinâmica média da empenagem vertical). O *ac* é localizado a um quarto da corda.

- Em relação aos efeitos aerodinâmicos da cauda horizontal, duas grandezas adimensionais, entre outras, são importantes, pois definem a posição e o tamanho da cauda horizontal:

- Razão de Área S_r :

$$S_r = \frac{S_{HT}}{S_w}$$

Para a maioria das aeronaves
 $0,25 \leq S_r \leq 0,35$

Onde S_{HT} é a área da empenagem horizontal e S_w , área da asa.

- Distância relativa da superfície da cauda R_{LHT} :

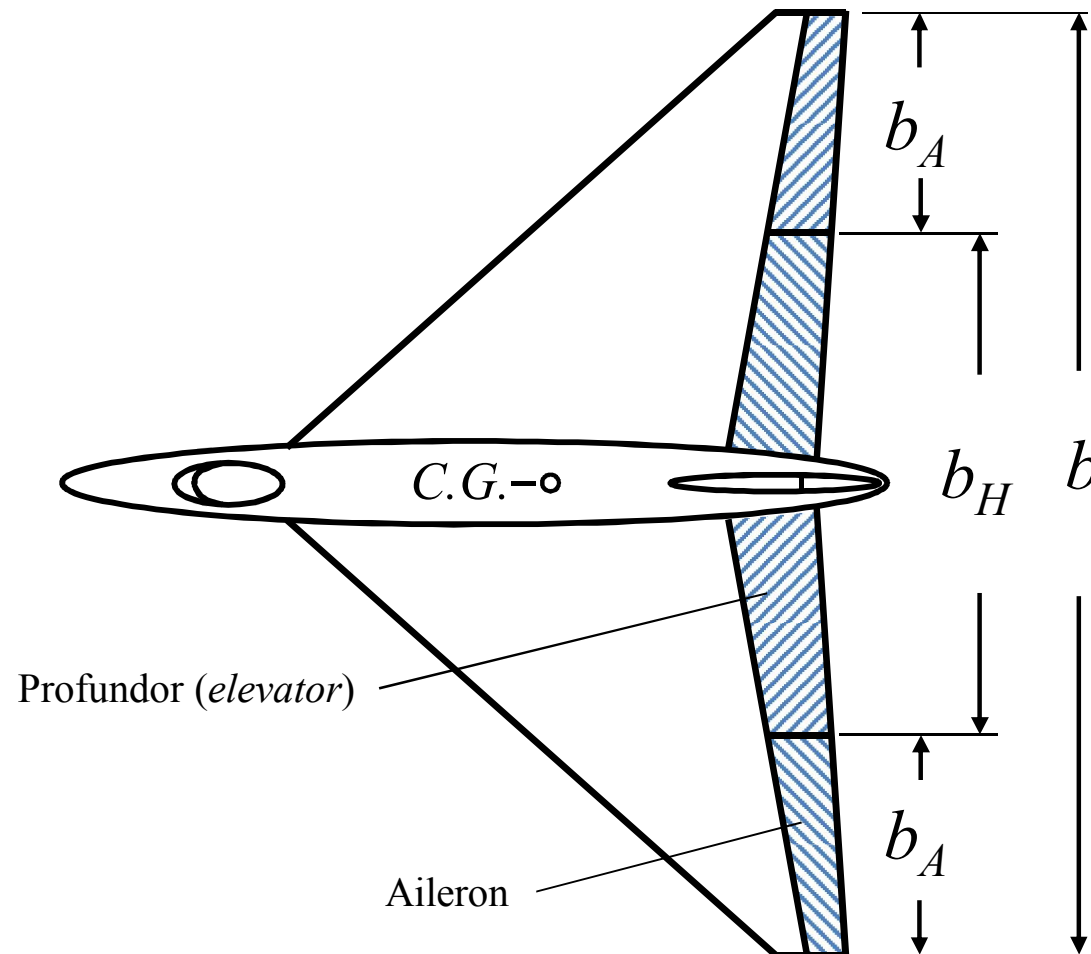
$$R_{LHT} = \frac{L_{HT}}{m_{ac}}$$

Normalmente
 $2 \leq R_{LHT} \leq 3$

$$m_{ac} = \frac{1}{S} \int_{-\frac{b}{2}}^{+\frac{b}{2}} [c(y)]^2 dy = \frac{2}{S} \int_0^{+\frac{b}{2}} [c(y)]^2 dy$$

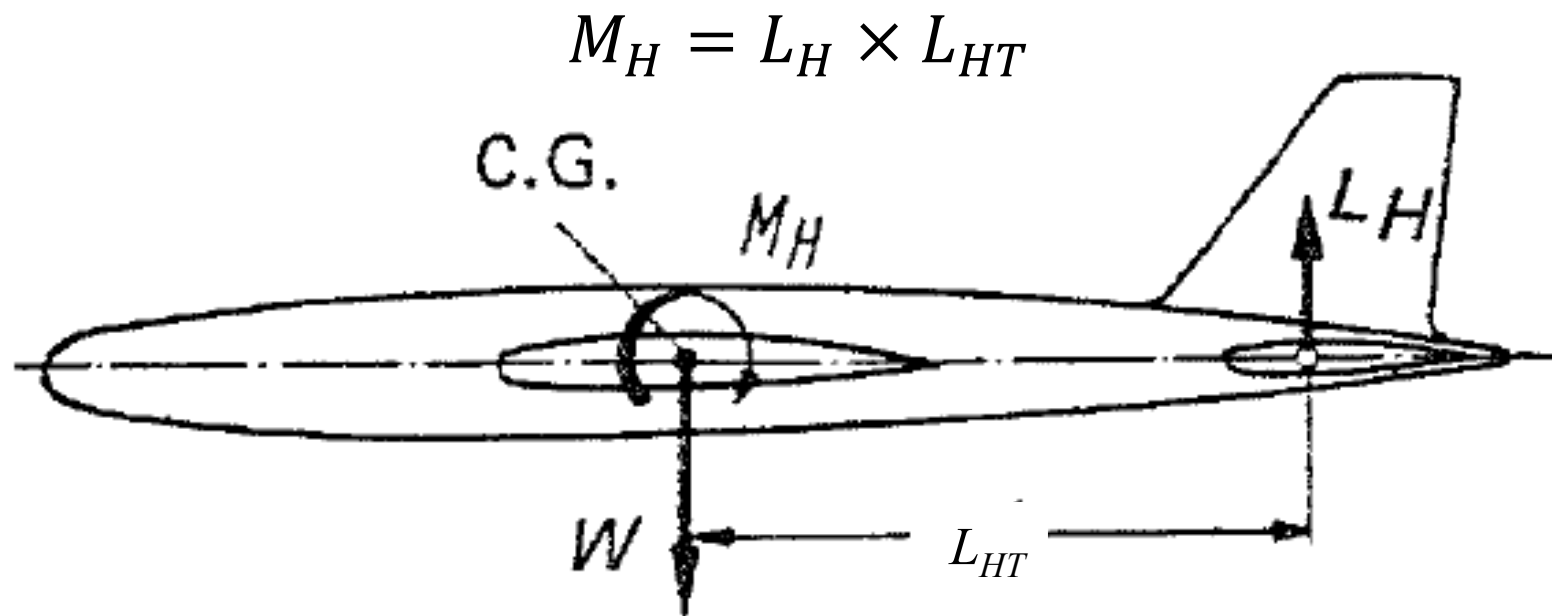


- Em algumas aeronaves, a empenagem horizontal não é utilizada, dessa forma a aeronave tem apenas empenagem vertical, essas aeronaves são conhecidas como “Asa voadora”. Nelas, o aileron também atua como profundor.



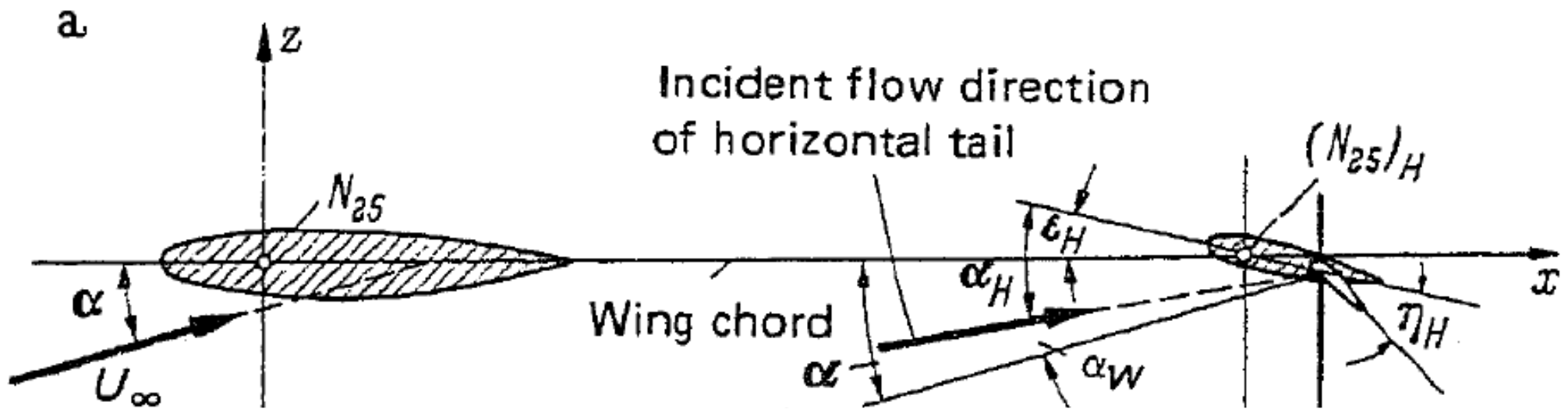
Empenagem Horizontal: Contribuição

- A contribuição da empenagem horizontal para a aeronave é definida pelas grandezas:
- Sustentação gerada pela empenagem L_H
- Distância da empenagem ao C.G. L_{HT}



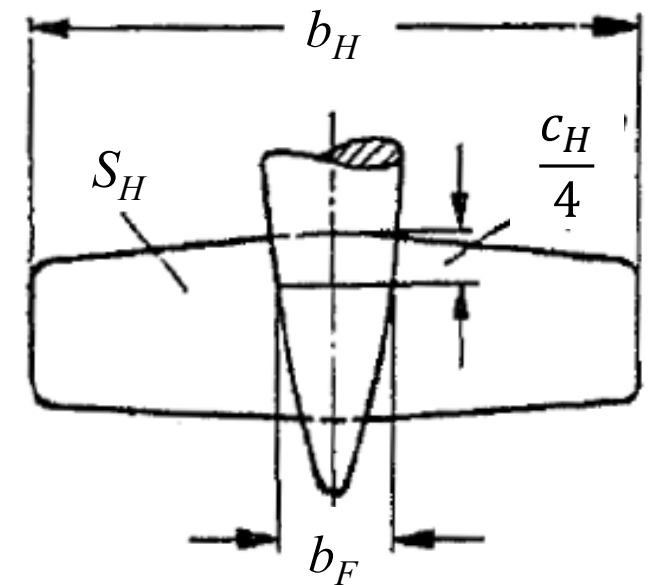
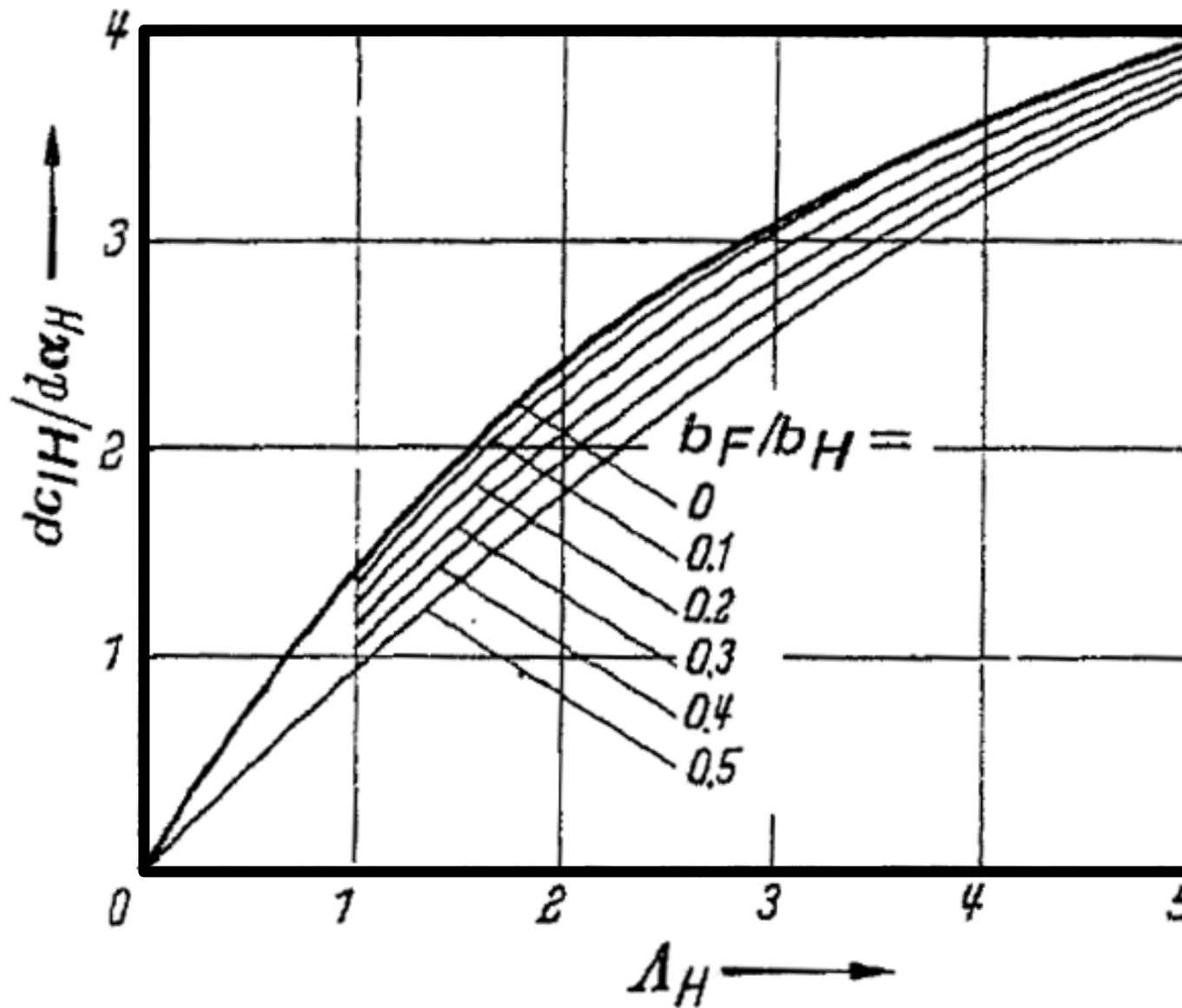
- A direção do escoamento incidente na empenagem é dado por:

$$\alpha_H = \alpha + \varepsilon_H + \alpha_W$$



α , letra grega alfa; η , eta; ε , episílon

- Relação entre fuselagem e a empenagem horizontal:



$$\Lambda_H = b_H^2 / S_H$$

α , letra grega alfa; Λ , lambda maiúscula

Volume de Cauda Horizontal

- Os coeficientes de volume de cauda são usados para determinar as áreas de referência da empenagem, a área horizontal S_H e a vertical S_V .
- A definição destes coeficientes é derivada das equações de estabilidade que regem o comportamento da aeronave em voo, de modo que o emprego dos coeficientes de volume de cauda visa garantir a estabilidade e o controle da aeronave.



- O processo para o dimensionamento da empenagem horizontal **é fundamentado em dados históricos e empíricos** onde a quantidade adimensional denominada de volume de cauda horizontal é utilizada para se estimar as dimensões mínimas da superfície. Essa quantidade adimensional é definida a partir da equação:

$$V_{HT} = \frac{S_{HT} \times L_{HT}}{S_W \times m_{ac}}$$

Importante:
 $0,20 < V_{HT} < 1,60$
e normalmente
 $0,25 < \frac{S_{HT}}{S_w} < 0,35$

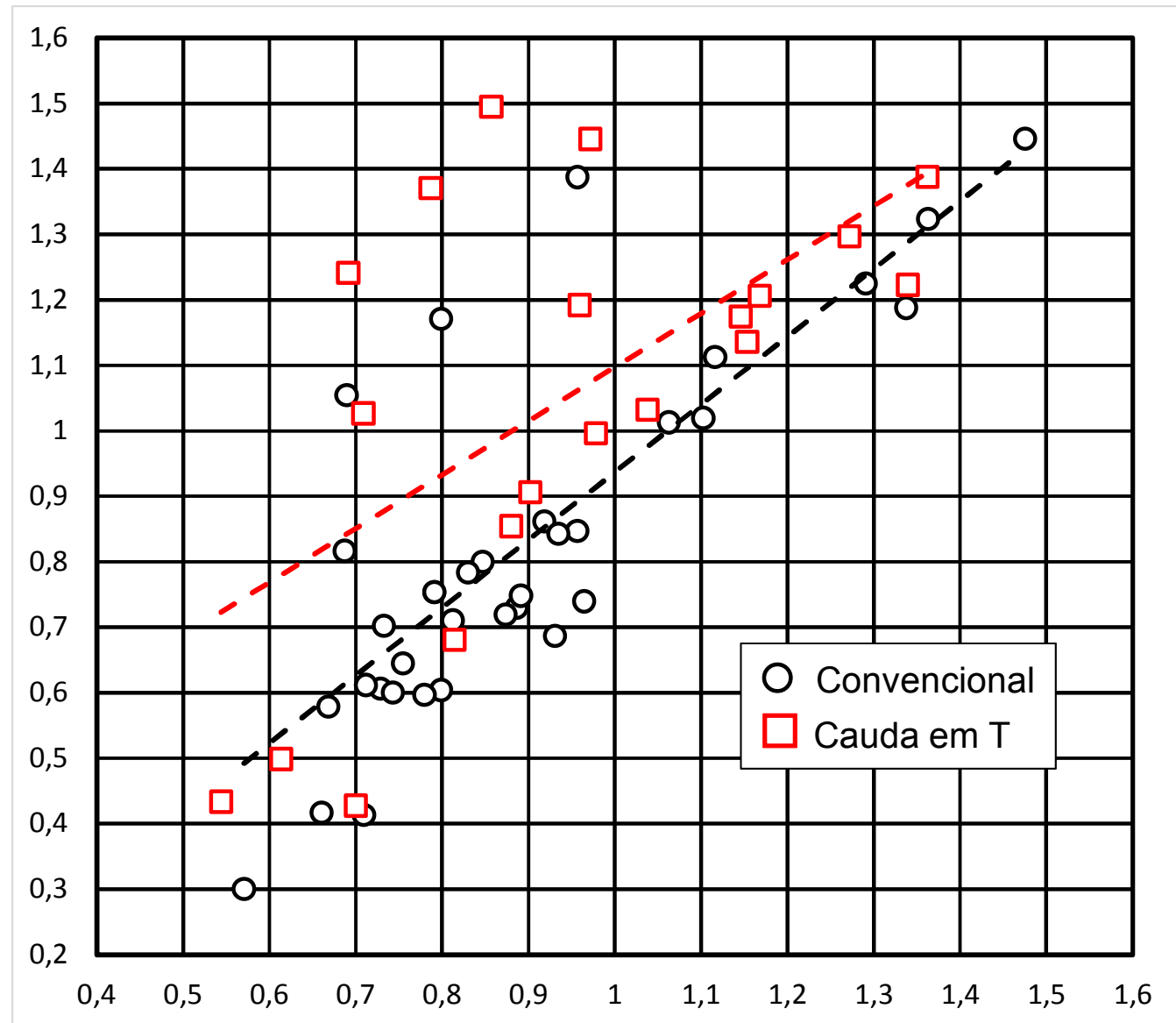
Adaptado de Aircraft Design, de Ajoy Kumar Kundu

- Onde S_{HT} é a área da empenagem horizontal; L_{HT} , distância entre o *C.G.* da aeronave e o *ac* do $m_{ac HT}$; S_W , a superfície alar do avião; e m_{ac} , corda média aerodinâmica da asa.

Correlação histórica do coeficiente de volume da cauda horizontal em função das dimensões da fuselagem e asa, aviação comercial.

V_{HT}
Volume da
cauda
horizontal

Considerando aeronaves
a jato da aviação
comercial com
capacidade de 50 a 850
passageiros

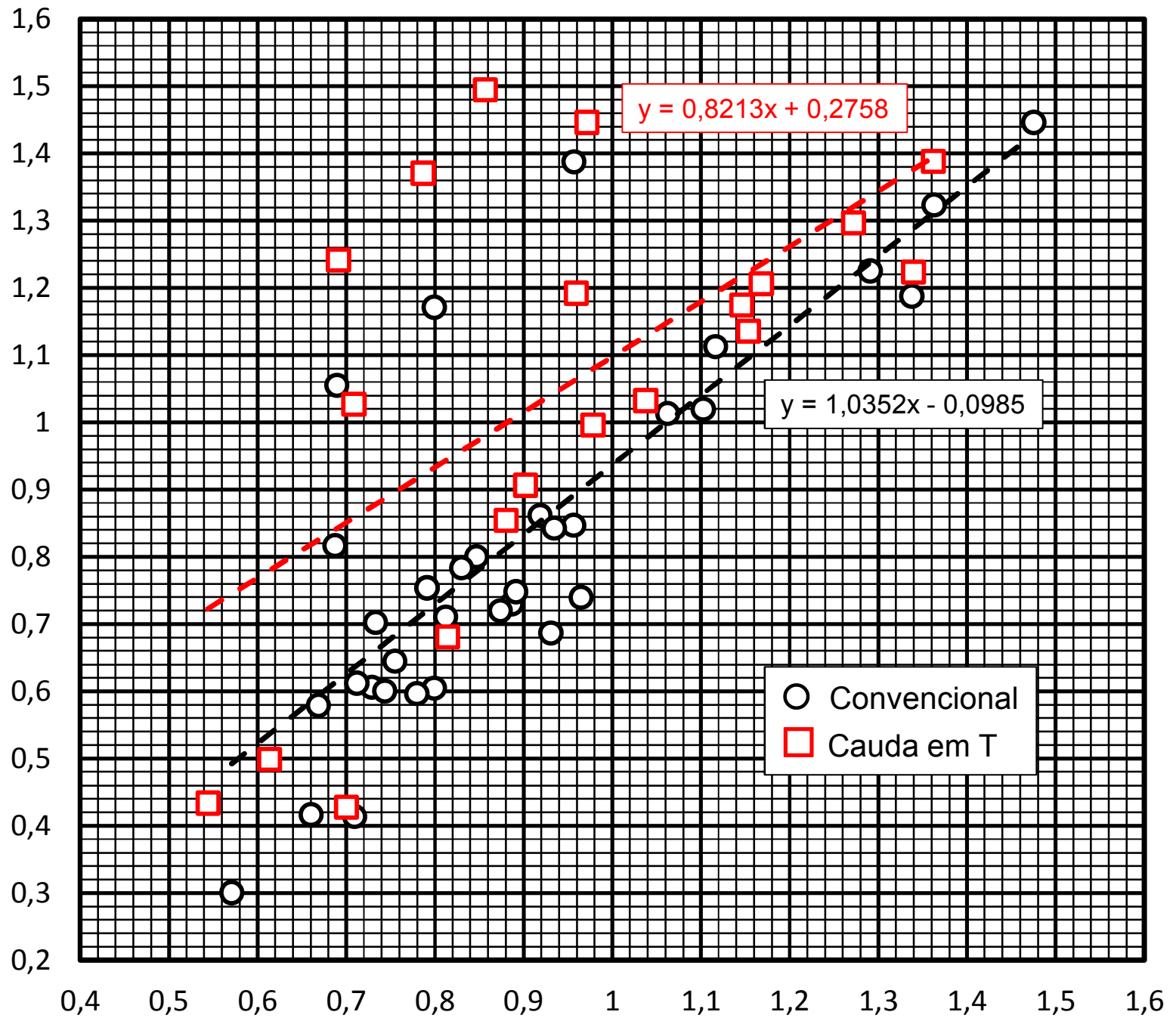


b_f é a largura ou diâmetro da fuselagem, L_f o comprimento da fuselagem, S_w a área da asa, m_{ac} a corda média aerodinâmica da asa.

$$\frac{b_f^2 L_f}{S_w m_{ac}}$$



V_{HT}
Volume da
cauda
horizontal



Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros

$$\frac{b_f^2 L_f}{S_w m_{ac}}$$

Configuração Cauda Convencional

Aeronave	bf2.Lf/Sw.Mac	VHT
Airbus A300-600R	1,062	1,013
Airbus A310-300	1,116	1,113
Airbus A319-100	0,689	1,055
Airbus A320-200	0,799	1,171
Airbus A321-200	0,957	1,388
Airbus A330-300	0,791	0,754
Airbus A340-200	0,733	0,702
Airbus A340-300	0,791	0,754
Airbus A340-600	0,729	0,606
Airbus A3XX-100	0,709	0,414
Boeing 707-320C	0,571	0,301
Boeing 737-200	1,338	1,188
Boeing 737-300	1,363	1,323
Boeing 737-400	1,475	1,446
Boeing 737-500	1,291	1,225
Boeing 737-600	0,847	0,800
Boeing 737-700	0,919	0,862
Boeing 737-800	1,102	1,020
Boeing 747-200	0,887	0,730
Boeing 747-400	0,874	0,720
Boeing 757-300	0,957	0,847
Boeing 767-200ER	0,799	0,604
Boeing 767-300ER	0,931	0,687
Boeing 777-100X1	0,668	0,579
Boeing 777-100X2	0,712	0,612
Boeing 777-200X2	0,755	0,645
Boeing 777-300	0,891	0,748
Douglas DC10-30	0,780	0,597
Douglas DC8-73	0,660	0,417
Ilyushin Il-86	0,935	0,843
Ilyushin Il-96-300	0,743	0,601
Ilyushin Il-96M	0,812	0,710
Lockheed L1011-100 TriStar	0,830	0,784
McDonnell Douglas MD-11	0,687	0,817
Tupolev Tu-204-200	0,964	0,740

Configuração de Cauda em T

Aeronave	bf2.Lf/Sw.Mac	VHT
BAe RJ115	0,857	1,495
BAe RJ70	0,691	1,241
BAe RJ85	0,787	1,371
Boeing 717-200	0,959	1,192
Boeing 727-200Adv	0,814	0,681
Bombardier Reg. Jet100ER	0,709	1,027
Douglas DC 9-10	1,154	1,136
Douglas DC 9-30	1,168	1,206
Douglas DC 9-40	1,272	1,297
Douglas DC 9-50	1,362	1,388
Embraer EMB-145	0,902	0,906
Fokker F100	0,978	0,996
Fokker F70	0,880	0,855
Ilyushin Il-62M/MK	0,544	0,434
McDonnell Douglas MD-83	1,146	1,175
McDonnell Douglas MD-87	1,038	1,032
McDonnell Douglas MD-90-30	1,340	1,223
Tupolev Tu-134	0,700	0,428
Tupolev Tu-154M	0,613	0,499
Tupolev Tu-334	0,972	1,446

Fonte:

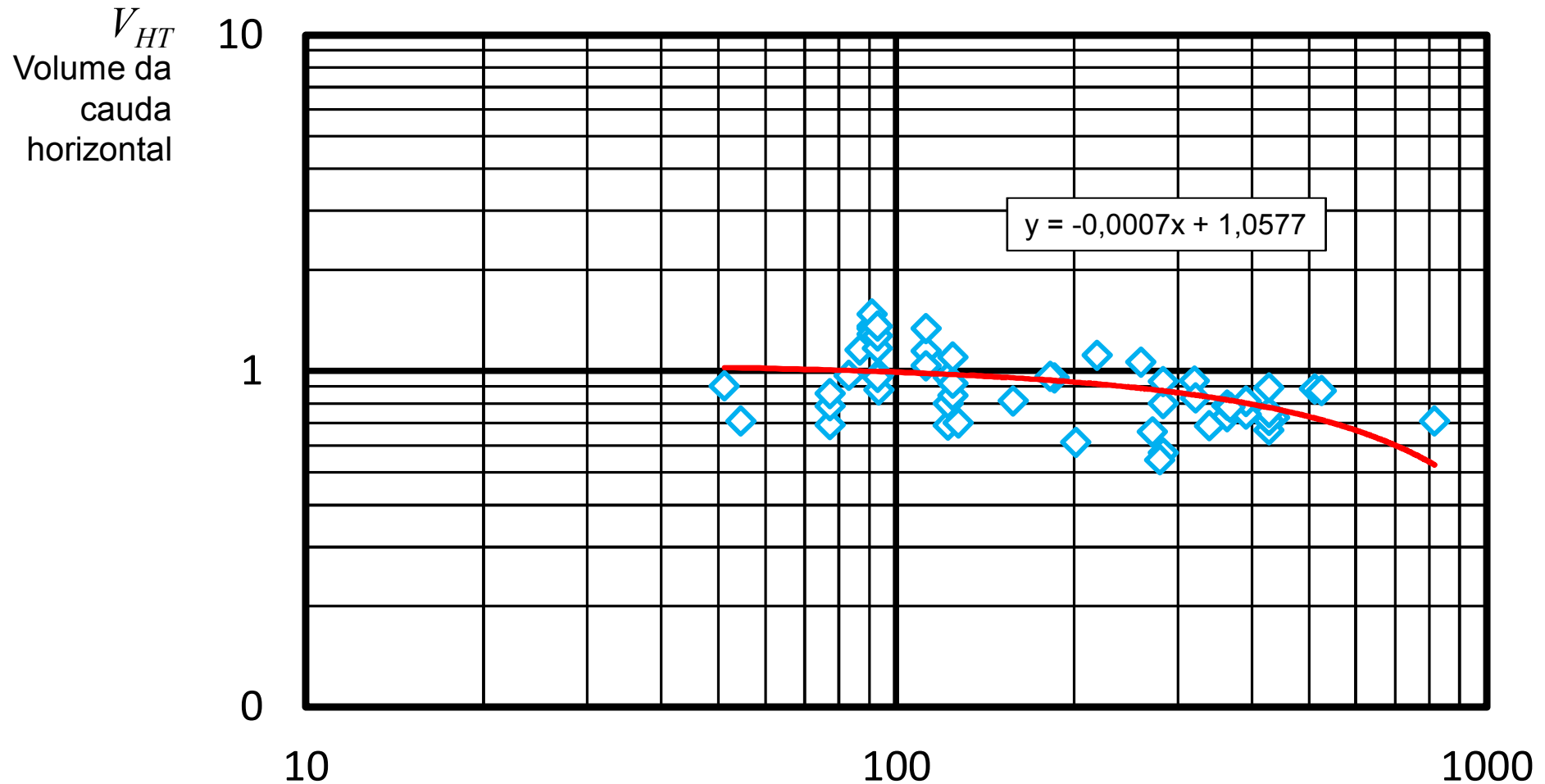
Civil Jet Aircraft Design - Aircraft Data Tables

L. Jenkinson, P. Simpkin, D. Rhodes

<https://booksite.elsevier.com/9780340741528/preface/default.asp>



- Curva de tendência para valores de coeficiente de volume de cauda horizontal para aeronaves civis de transporte, em relação à área de asa. Trata-se de uma aproximação grosseira, e somente deve ser usada em último caso.



Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros

- Valores típicos de coeficientes de volume de cauda horizontal e vertical

	Tipo de Aeronave		V_{HT}	V_{VT}
1	Planador e Planador motorizado	Glider and motor glider	0,6	0,03
2	Home-built	Home-built	0,5	0,04
3	Aviação geral monomotor – prop. à hélice	GA single prop-driven engine	0,7	0,04
4	Aviação geral bimotor – prop. à hélice	GA twin prop-driven engine	0,8	0,07
5	Aviação geral com Canard	GA with canard	0,6	0,05
6	Agrícola	Agricultural	0,5	0,04
7	Bimotor Turbo-hélice	Twin turboprop	0,9	0,08
8	Treinamento, a Jato	Jet trainer	0,7	0,06
9	Caça	Fighter aircraft	0,4	0,07
10	Caça com Canard	Fighter (with canard)	0,1	0,06
11	Bombardeiro, Transporte militar	Bomber/military transport	1,0	0,08
12	Transporte de passageiros, a Jato	Jet transport	1,1	0,09

- Um valor aproximado para L_{HT} é obtido através da distância ótima l_{opt} , a qual pode ser determinada através da equação a seguir:

$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 \cdot m_{ac} \cdot S_w \cdot V_{HT}}{\pi \cdot b_f}}$$

Fonte: Aircraft Design,
A Systems Engineering
Approach, de
MohammadH.Sadraey

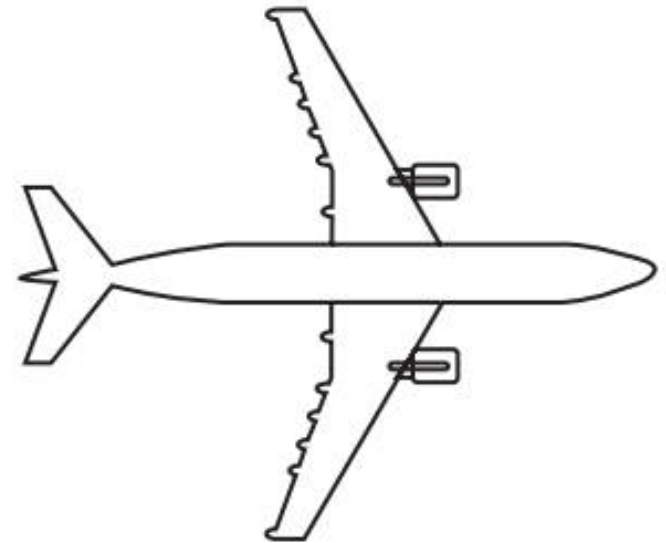
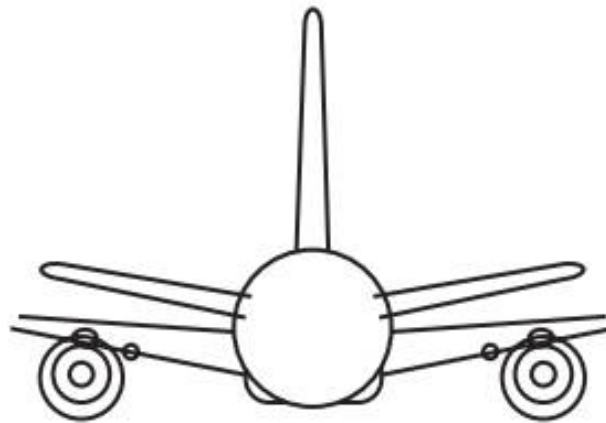
- onde K_c é um fator de correção, que varia entre 1,0 e 1,4 em função da configuração da aeronave. Se a fuselagem traseira se aproximar do formato cônico, $K_c = 1,0$, aumentando de valor quanto mais a fuselagem for diferente do formato cônico.
- Como regra geral, para um avião GA a hélice, monomotor, para um tripulante, K_c é assumido como igual a 1,1, mas para uma aeronave de transporte (estes normalmente tem a maior parte da fuselagem em formato cilíndrico), K_c é assumido como 1,4.



Exemplo 1

- Seja o avião civil fictício ilustrado, e os dados abaixo listados:

- $S_W = 182,4 \text{ m}^2$;
- $m_{ac} = 5,40 \text{ m}$;
- $b = 40,30 \text{ m}$;
- $b_f = 4,10 \text{ m}$;
- $L_f = 46,70 \text{ m}$



- Determine valores recomendados para a) área S_{HT} da empenagem horizontal; b) dimensão do braço de alavanca L_{HT} da cauda.

- Resolução:
- A gravura e dimensões indicam uma aeronave de transporte de relativamente grande porte com configuração convencional de cauda. É assumido $K_c = 1,4$:

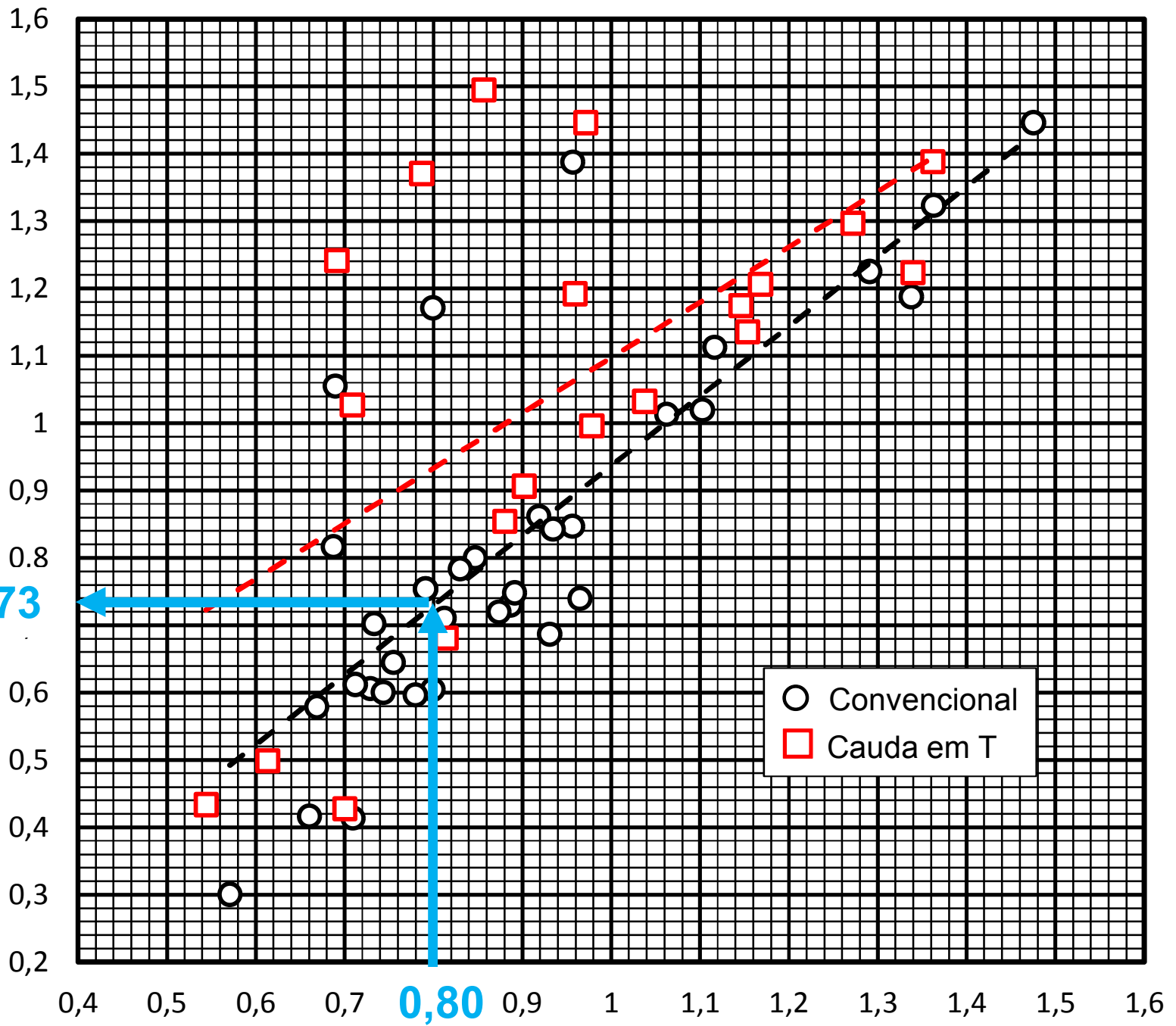
$$l_{opt} = K_c \sqrt{\frac{4 \cdot m_{ac} \cdot S_w \cdot V_{HT}}{\pi \cdot b_f}} = 1,4 \sqrt{\frac{4 \times 5,4 \times 182,4 \times V_{HT}}{\pi \times 4,10}} = 24,485 \sqrt{V_{HT}}$$

- Para determinar V_{HT} , uma das possibilidades é a de empregar o gráfico da correlação histórica do coeficiente de volume da cauda horizontal em função das dimensões da fuselagem e asa.

$$\frac{b_f^2 L_f}{S_w m_{ac}} = \frac{4,10^2 \times 46,70}{182,4 \times 5,40} \approx 0,80 \quad \text{gráfico} \Rightarrow V_{HT} \approx 0,73$$

V_{HT}
 Volume da
 cauda
 horizontal

$V_{HT} \approx 0,73$



Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros

$$\frac{b_f^2 L_f}{S_w m_{ac}}$$

$$l_{opt} = 24,485\sqrt{V_{HT}} = 24,485\sqrt{0,73} = 20,92 \approx 21 \text{ m}$$

$$V_{HT} = \frac{S_{HT} \times L_{HT}}{S_W \times m_{ac}} \Rightarrow 0,81 = \frac{S_{HT} \times 20,92}{182,4 \times 5,40} \Rightarrow S_{HT} \approx 38,1 \text{ m}^2$$

- A aeronave real utilizada para o exemplo é o Tupolev Tu-204-200.

	Tu-204-200	estimado	Diferença
S_{HT}	44,6	38,1 m ²	≈ 14,6%
L_{HT}	21,8	21 m	≈ 3,7%

Tupolev Tu-204

1989



Exercício Proposto

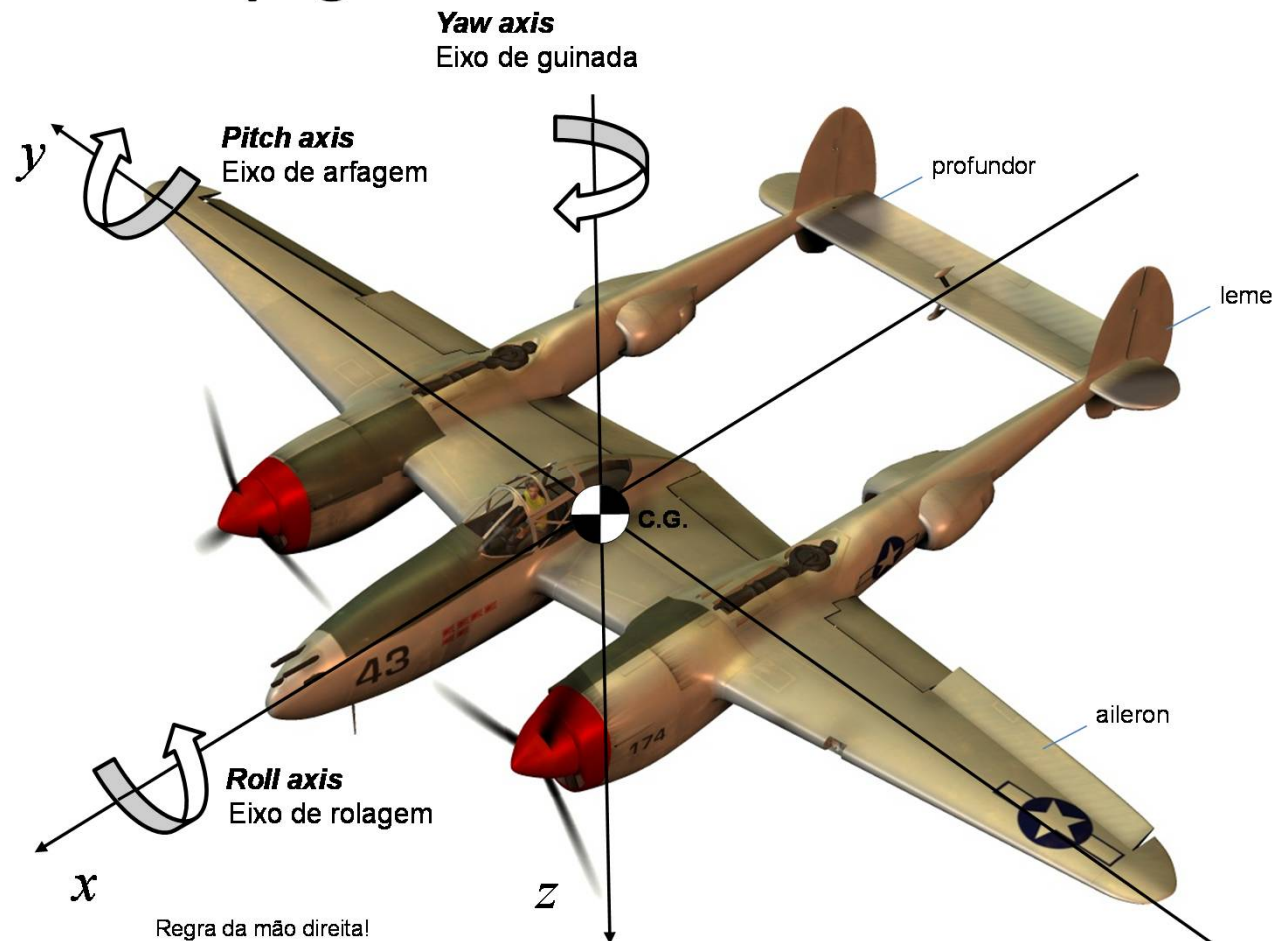
- Seja um avião civil de transporte de passageiros a jato, cauda em T, e os dados abaixo listados:
- $S_W = 92,97 \text{ m}^2$;
- $m_{ac} = 3,73 \text{ m}$;
- $b = 28,47 \text{ m}$;
- $b_f = 3,60 \text{ m}$;
- $L_f = 27,91 \text{ m}$
- Determine valores recomendados para a) área S_{HT} da empenagem horizontal; b) dimensão do braço de alavanca L_{HT} da cauda.

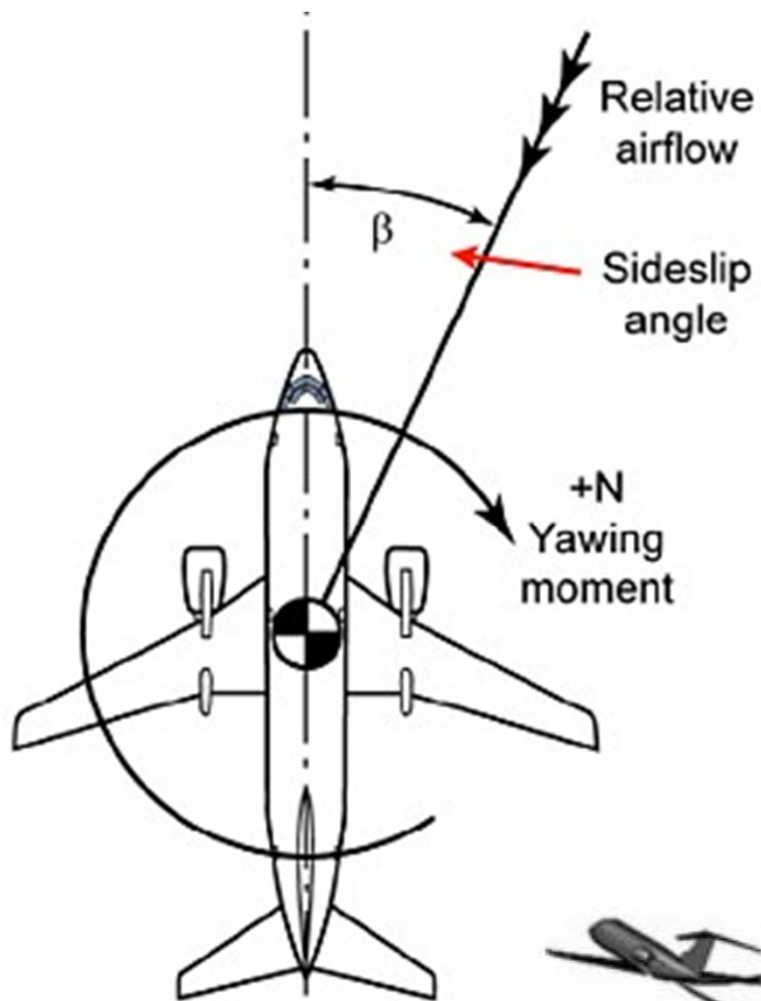


Empenagem Vertical

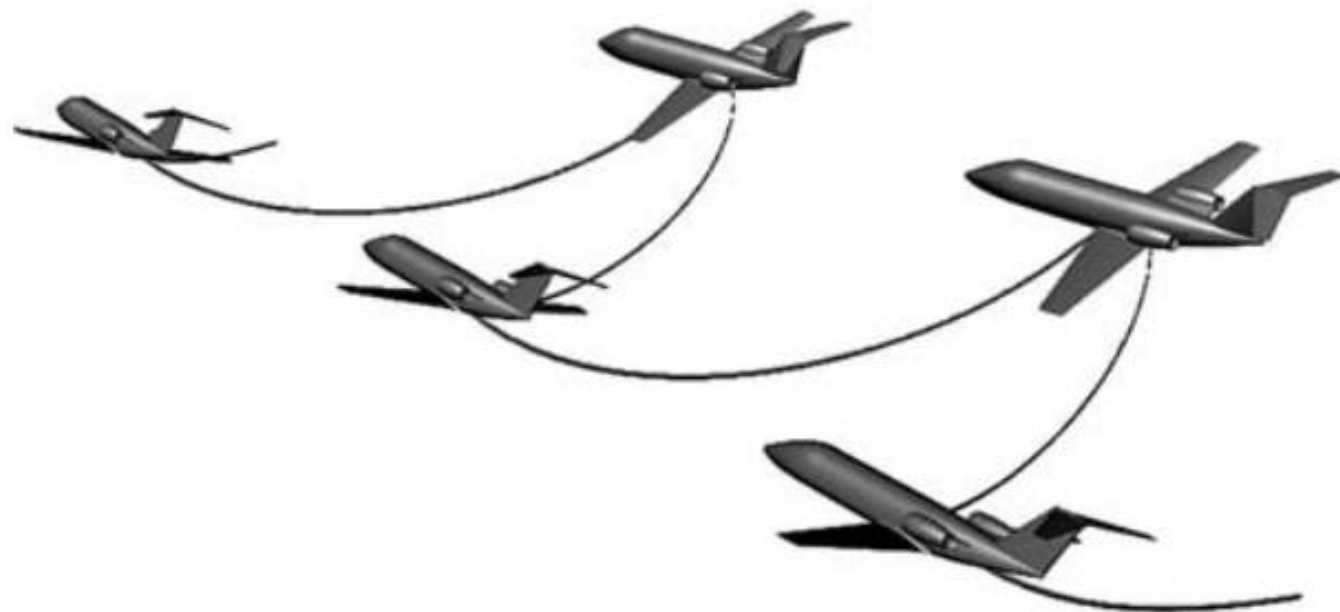
Empenagem Vertical: Contribuição

- A contribuição aerodinâmica da empenagem vertical é principalmente necessária em movimentos de **rolamento**, **guinada** e **derrapagem lateral** da aeronave.



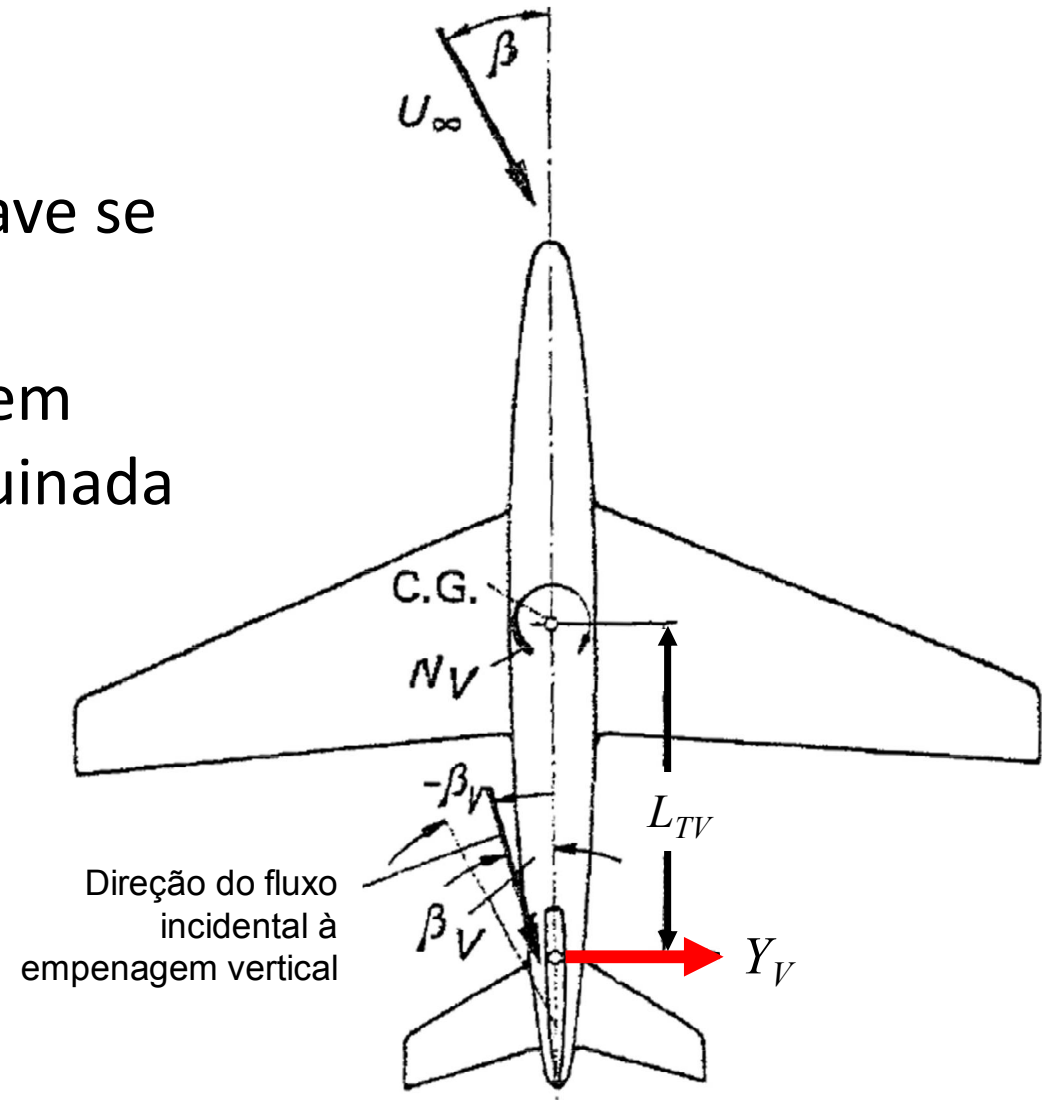


Derrapagem lateral (*sideslip*) e uma das possíveis consequências, o movimento oscilatório *Dutch Roll*.



- A empenagem vertical proporciona estabilidade à aeronave gerando forças de momento para que a aeronave se estabilize em voo.
- A contribuição da empenagem vertical no movimento de guinada M_{zV} é dada por:

$$M_{zV} = -L_{TV} \times Y_V$$



Volume de Cauda Vertical

- Para a empenagem vertical o fator responsável pela definição de seu volume não é mais a corda aerodinâmica da asa, como no caso da empenagem horizontal, e sim a envergadura da asa utilizada na aeronave.
- Essa quantidade adimensional é definida a partir da equação:

$$V_{VT} = \frac{S_{VT} \times L_{VT}}{S_W \times b}$$

Importante:
 $0,05 < V_{VT} < 0,20$
e normalmente
 $0,15 < \frac{S_{VT}}{S_W} < 0,25$

Aircraft Design, de Ajoy Kumar Kundu

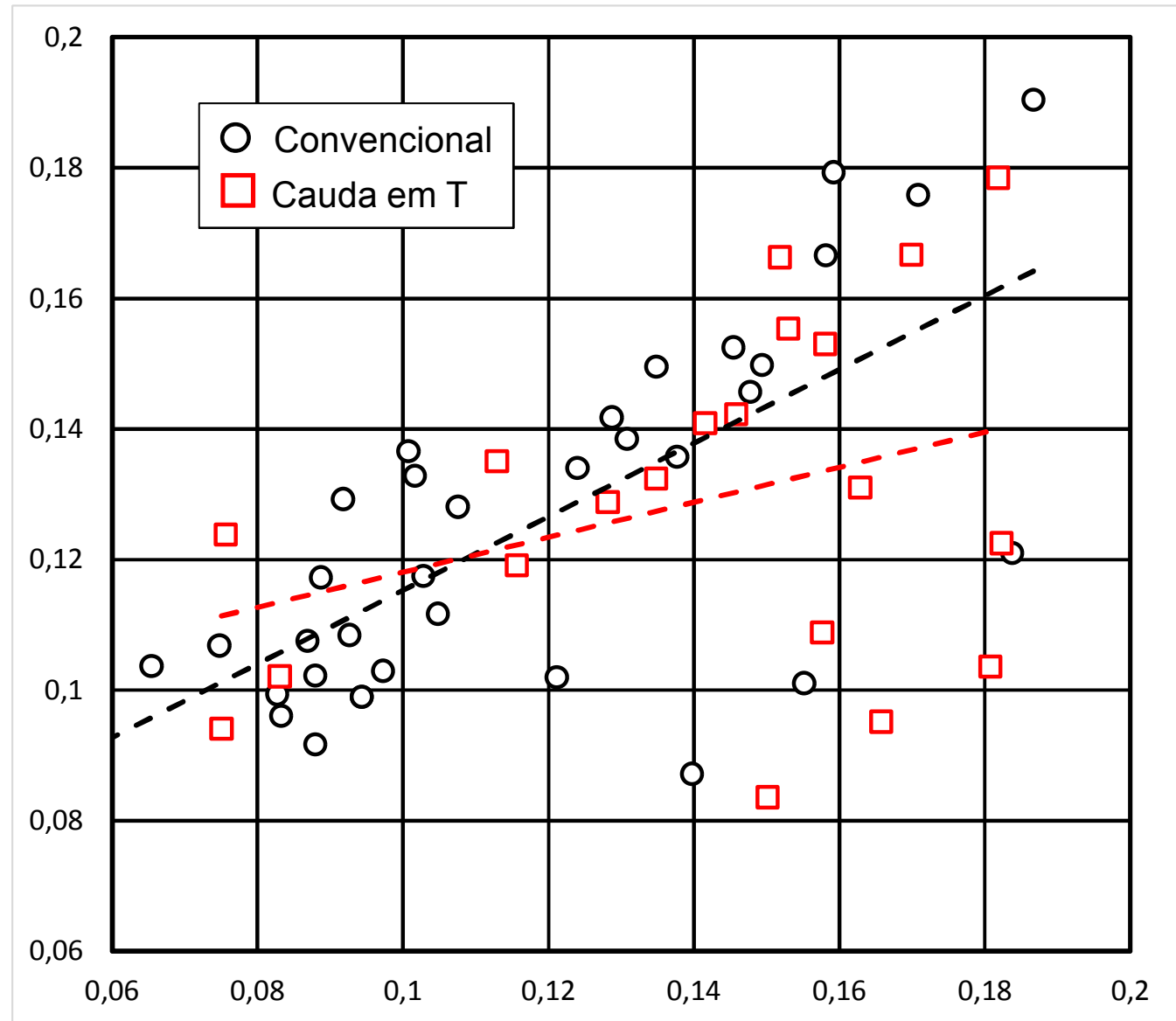
- Onde S_{VT} é a área da empenagem vertical; L_{VT} , distância entre o *C.G.* da aeronave e o *ac* do $M_{AC VT}$; S_W , a superfície alar do avião; e b , envergadura da asa.



Correlação histórica do coeficiente de volume da cauda vertical em função das dimensões da fuselagem e asa, aviação comercial.

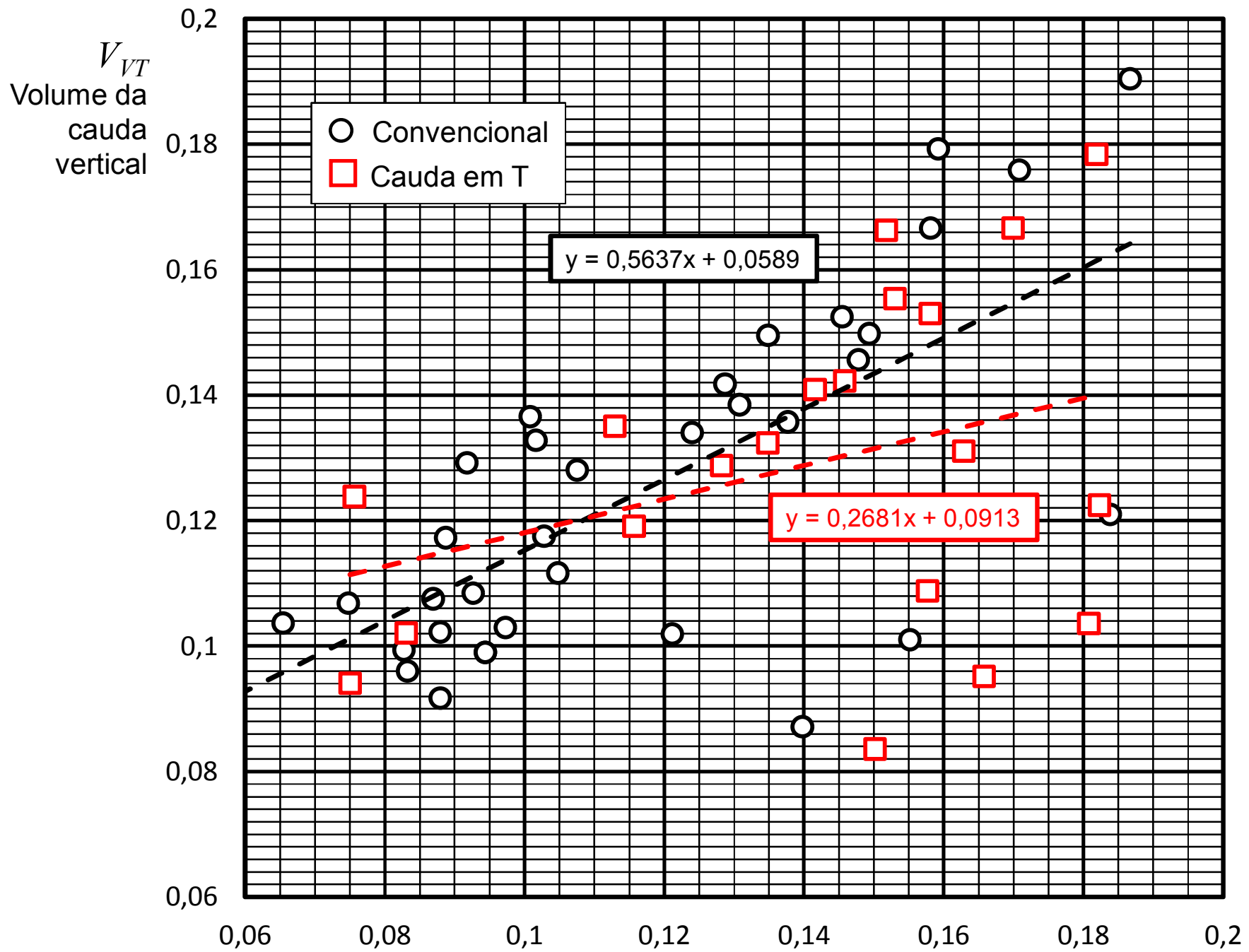
V_{VT}
Volume da cauda vertical

Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros



h_f é a altura da fuselagem, L_f o comprimento da fuselagem, S_w a área da asa, b a envergadura da asa.

$$\frac{h_f^2 L_f}{S_w b}$$



Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros

$$\frac{h_f^2 L_f}{S_w b}$$

Configuração Cauda Convencional

Aeronave	hf2.Lf/Sw.b	VVT
Airbus A300-600R	0,145	0,153
Airbus A310-300	0,149	0,150
Airbus A319-100	0,140	0,087
Airbus A320-200	0,155	0,101
Airbus A321-200	0,184	0,121
Airbus A330-300	0,094	0,099
Airbus A340-200	0,088	0,092
Airbus A340-300	0,094	0,099
Airbus A340-600	0,083	0,099
Airbus A3XX-100	0,075	0,107
Boeing 707-320C	0,050	0,095
Boeing 737-200	0,159	0,179
Boeing 737-300	0,171	0,176
Boeing 737-400	0,187	0,190
Boeing 737-500	0,158	0,167
Boeing 737-600	0,097	0,103
Boeing 737-700	0,105	0,112
Boeing 737-800	0,124	0,134
Boeing 747-200	0,148	0,146
Boeing 747-400	0,138	0,136
Boeing 757-300	0,129	0,142
Boeing 767-200ER	0,089	0,117
Boeing 767-300ER	0,101	0,137
Boeing 777-100X1	0,083	0,096
Boeing 777-100X2	0,088	0,102
Boeing 777-200X2	0,093	0,108
Boeing 777-300	0,108	0,128
Douglas DC10-30	0,102	0,133
Douglas DC8-73	0,065	0,104
Ilyushin Il-86	0,135	0,150
Ilyushin Il-96-300	0,087	0,108
Ilyushin Il-96M	0,103	0,118
Lockheed L1011-100 TriStar	0,131	0,138
McDonnell Douglas MD-11	0,121	0,102
Tupolev Tu-204-200	0,092	0,129

Configuração de Cauda em T

Aeronave	hf2.Lf/Sw.b	VVT
BAe RJ115	0,181	0,104
BAe RJ70	0,150	0,084
BAe RJ85	0,166	0,095
Boeing 717-200	0,163	0,131
Boeing 727-200Adv	0,113	0,135
Bombardier Reg. Jet100ER	0,158	0,109
Douglas DC 9-10	0,153	0,155
Douglas DC 9-30	0,158	0,153
Douglas DC 9-40	0,170	0,167
Douglas DC 9-50	0,182	0,178
Embraer EMB-145	0,142	0,141
Fokker F100	0,135	0,132
Fokker F70	0,116	0,119
Ilyushin Il-62M/MK	0,075	0,094
McDonnell Douglas MD-83	0,146	0,142
McDonnell Douglas MD-87	0,128	0,129
McDonnell Douglas MD-90-30	0,152	0,166
Tupolev Tu-134	0,076	0,124
Tupolev Tu-154M	0,083	0,102
Tupolev Tu-334	0,182	0,122

Fonte:

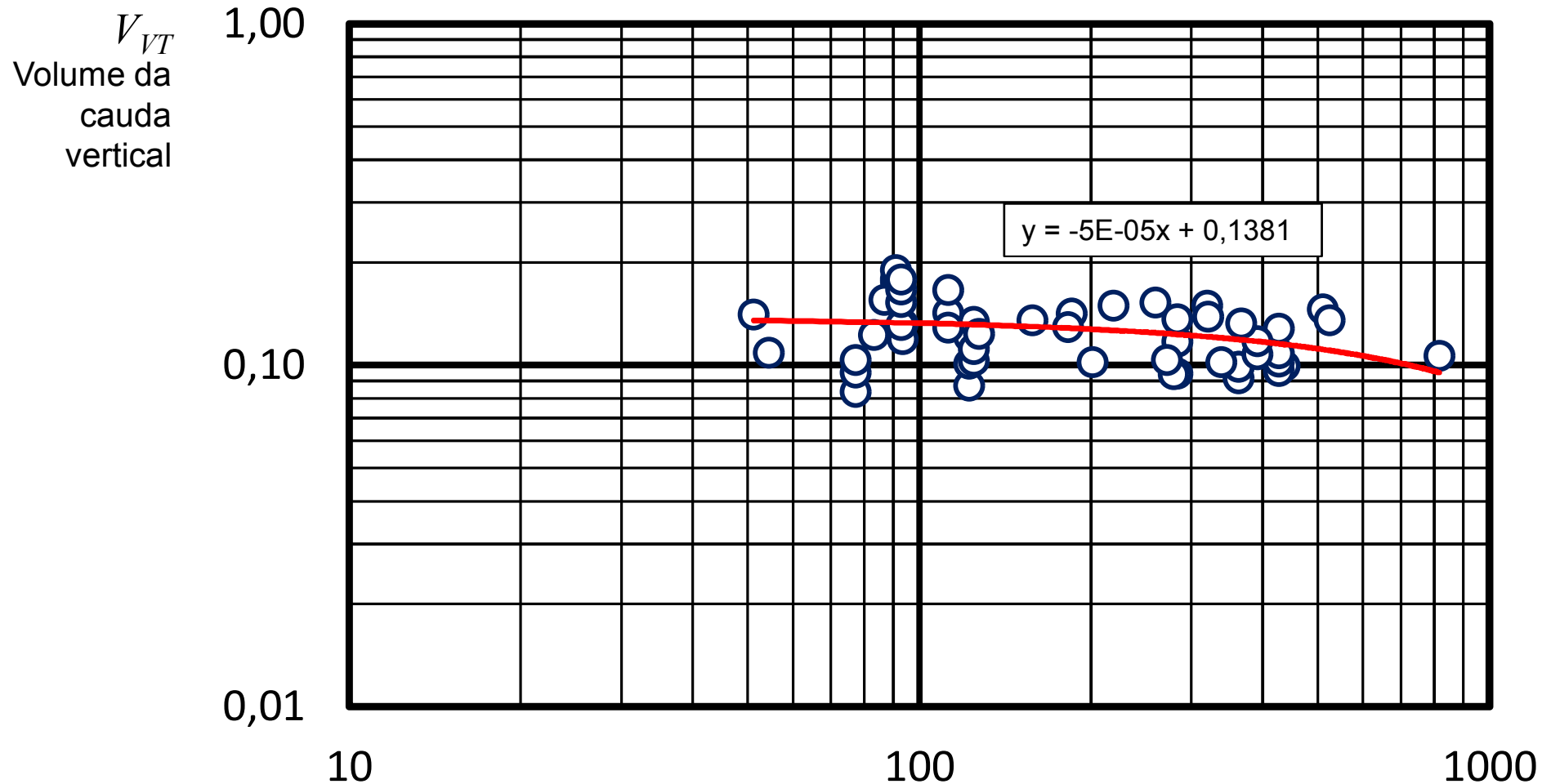
Civil Jet Aircraft Design - Aircraft Data Tables

L. Jenkinson, P. Simpkin, D. Rhodes

<https://booksite.elsevier.com/9780340741528/preface/default.asp>



- Curva de tendência para valores de coeficiente de volume de cauda vertical para aeronaves civis de transporte, em relação à área de asa. Trata-se de uma aproximação grosseira, e somente deve ser usada em último caso.



Considerando aeronaves a jato da aviação comercial com capacidade de 50 a 850 passageiros

Tipos de Empenagem Vertical

- A empenagem vertical, diferente da horizontal, tem apenas duas configurações, simples e dupla.
- A cauda dupla normalmente é utilizada como forma de se posicionar o estabilizador vertical fora da esteira de vórtices principalmente em elevados ângulos de ataque.





Antonov An-225 Mriya

1988

12PHOTOS.NET

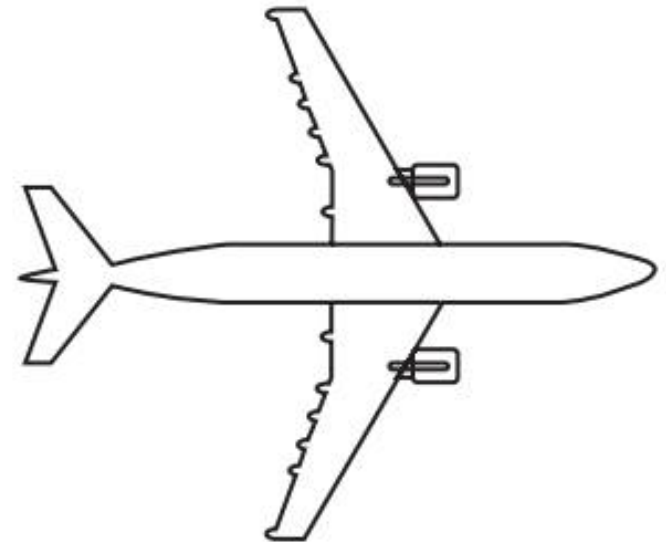
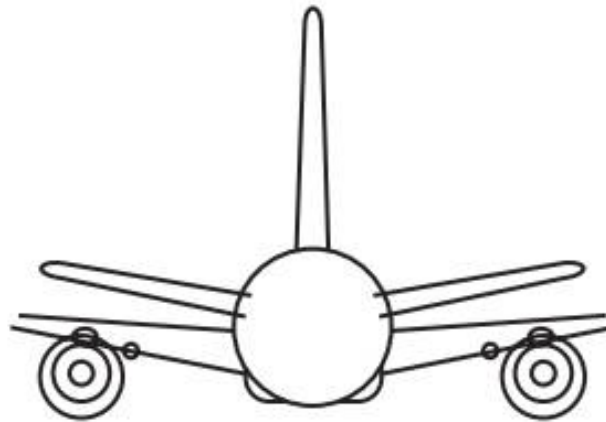
Comentários Finais

- Para aviões civis, a área horizontal típica é cerca de um quarto da asa de referência S_W , e a área vertical típica varia entre 12% de S_W (para aviões de grande porte) e 20% de S_W (para aeronaves de pequeno porte).
- Aviões militares requerem maior controle devido a necessidade de grande manobrabilidade, e normalmente possuem um pequena distância entre a cauda e o *C.G.*, o que acaba exigindo maiores áreas nas empenagens. A área horizontal de cauda tipicamente está entre 30 a 40% da S_W , e a área vertical de cauda varia entre 20 a 25%. Se a área vertical acabar por ser muito grande, esta é dividida entre duas derivas.



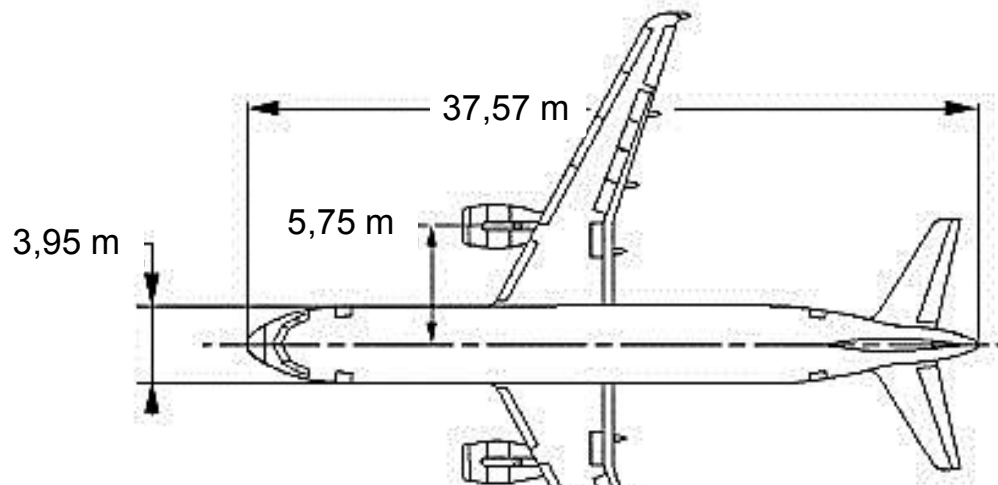
Exercício 2

- Seja o avião civil fictício ilustrado, e os dados abaixo listados:
- $S_W = 182,4 \text{ m}^2$;
- $m_{ac} = 5,40 \text{ m}$;
- $b = 40,30 \text{ m}$;
- $L_f = 46,70 \text{ m}$;
- $b_f = 4,10 \text{ m}$;
- $h_f = 3,80 \text{ m}$.

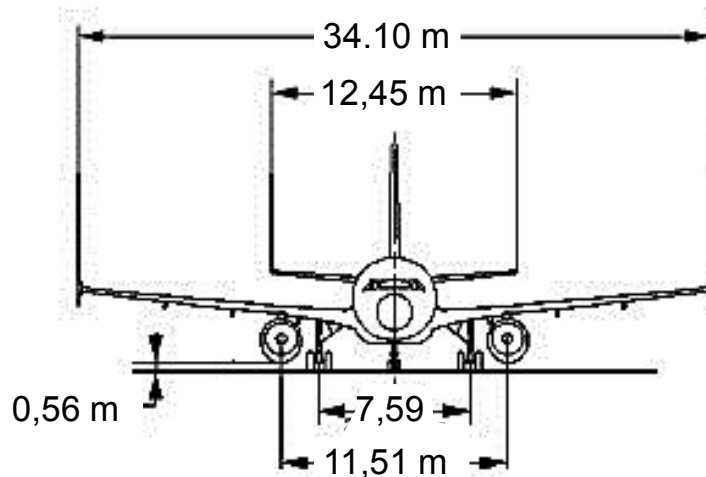
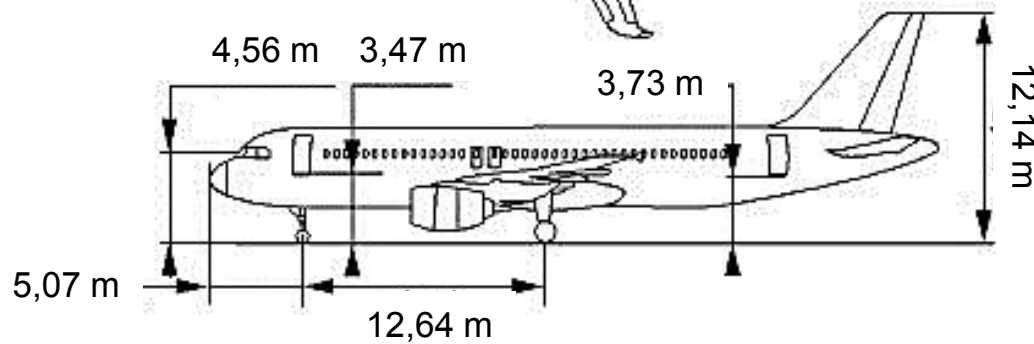


- Determine a faixa de valores recomendados para a) área da empenagem vertical; b) dimensão do braço de alavanca L_{VT} .

Exercício 3



Airbus A-320-200



- Seja o avião ilustrado e os dados abaixo listados:

- $S_{HT} = 31 \text{ m}^2$;
- $S_{VT} = 21,5 \text{ m}^2$;
- $L_{HT} = L_{VT} = 13,53 \text{ m}$;
- $S_W = 122,4 \text{ m}^2$;
- $m_{ac} = 4,29 \text{ m}$;
- $h_f = 4,14 \text{ m}$.

- a) Estime o coeficiente de volume de cauda horizontal V_{HT} ;
- b) Estime o coeficiente de volume de cauda vertical V_{VT} ;
- c) Estime o L_{HT} , distância entre o *C.G.* da aeronave e o *ac* do $m_{ac HT}$;
- d) Estime o L_{VT} , distância entre o *C.G.* da aeronave e o *ac* do $m_{ac VT}$;
- e) Verifique a compatibilidade, percentualmente, dos valores obtidos para os itens a e b com as linhas de tendência das análises históricas (gráficos).
- f) Verifique a compatibilidade dos valores obtidos para os itens c e d com os dados reais da aeronave.

Bibliografia

Ajoy Kumar Kundu

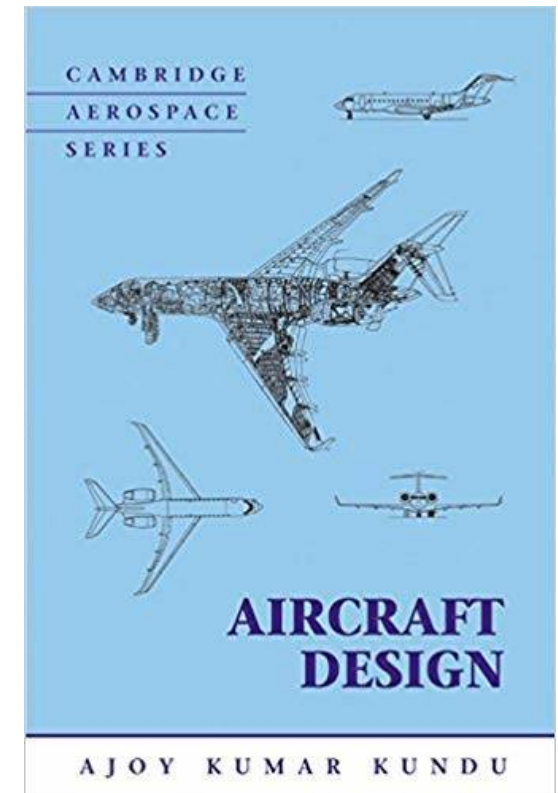
Aircraft Design.

Editora Cambridge University Press

1ª ed., 12 de abril de 2010

ISBN-10: 0521885167

ISBN-13: 978-0521885164



Bibliografia

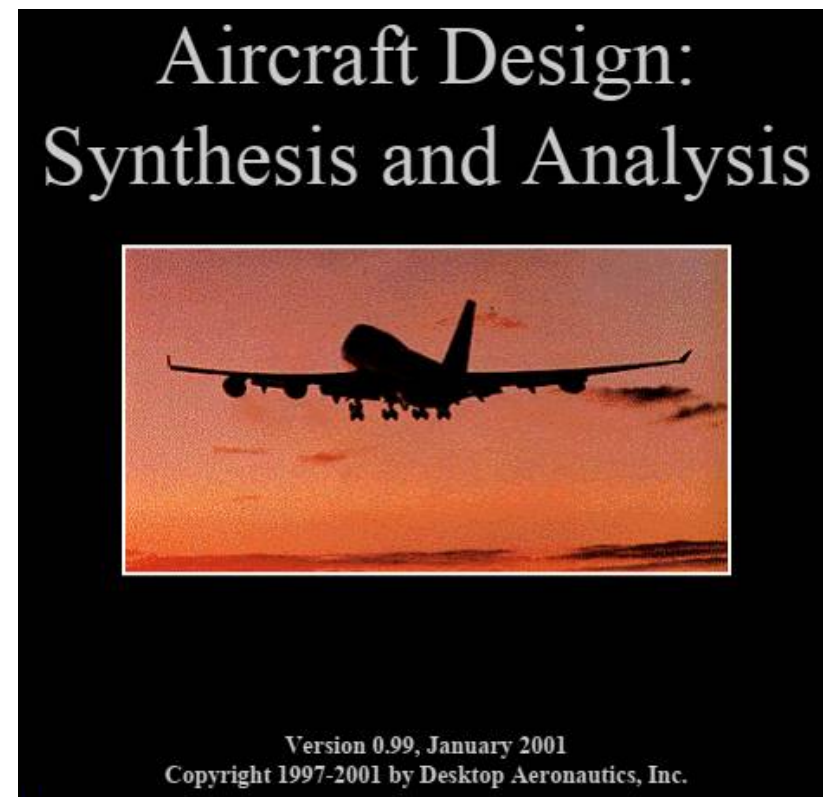
Ilan Kroo e Richard Shevell

Aircraft Design: Synthesis and Analysis

Ed. Desktop Aeronautics, Inc.

Stanford University

1ª ed., 2001



Bibliografia

Cliff Matthews

Aeronautical Engineer's Data Book

Editora: Butterworth-Heinemann

1^a ed., 2001

ISBN-10: 0750651253

ISBN-13: 978-0750651257

