
Considerações sobre o Emprego de Aeronaves de Asa Fixa com Elevado Alongamento sob Condições de Turbulência

Alexandre Galo Lopes¹

1 Oficial do Exército Brasileiro.

RESUMO: Uma solução para a redução de efeitos de ponta de asa em aviões é obtida adotando-se projetos cujas asas apresentem acentuado nível de esbelte. Porém, o *trade-off* aceito para essa solução é o aumento da sensibilidade da aeronave quando submetida a variações repentinas de ângulo de ataque [AoA]. Neste artigo, serão apresentados alguns aspectos técnicos obtidos de literatura especializada, que ensejarão a modelagem de um “problema de brinquedo” (do inglês, *toy problem*). A partir da compreensão dessa modelagem simplificada, buscar-se-á a associação dos resultados com os fatos de um acidente real, cujas informações não oficiais sobre as prováveis hipóteses do infortúnio estão disponíveis na rede mundial de computadores (*internet*). O objetivo da discussão é elevar o nível de atenção do operador de aeronaves com tais características de engenharia, quando operando em atmosferas turbulentas.

PALAVRAS CHAVE: Alongamento. Turbulência. Acidente. Sherpa. Amazônia.

Considerations about the Employment of Fixed Wing Aircrafts with High Aspect Ratio under Turbulence Conditions

ABSTRACT: A solution for the reduction of wing-tip effects in airplanes is obtained by adopting projects whose wings have a high level of slenderness. However, the trade-off accepted for this solution is the increased sensitivity of the aircraft when subjected to sudden angle of attack variations. In this article, we will present some technical aspects obtained from specialized literature, which will lead to the modeling of a "toy problem". From the understanding of this simplified modeling, we will search the association of the results with the facts of a real accident, whose unofficial information about the probable hypotheses of the misfortune is available in the world wide web. The purpose of the discussion is to raise the level of attention of the aircraft operator with such engineering features when operating in turbulent atmospheres.

KEY WORDS: Aspect Ratio. Turbulence. Accident. Sherpa. Amazon.

Citação: Lopes, AG. (2018) Considerações sobre o Emprego de Aeronaves de Asa Fixa com Elevado Alongamento sob Condições de Turbulência. *Revista Conexão Sipaer*, Vol. 9, No. 1, pp. 40-50.

1 INTRODUÇÃO

O estudo da aerodinâmica de aeronaves de asas fixas se depara com uma série de problemas do ponto de vista da otimização do projeto. A engenharia aeronáutica busca soluções de compromisso que atendam a necessidades operacionais do modelo a ser projetado, a restrições estruturais da aeronave e ao aumento da sua eficiência aerodinâmica.

Tratando-se do projeto de asas fixas, um dos problemas a ser minimizado é o efeito da ponta das asas. Para compreender esse fenômeno, será realizada uma breve revisão da literatura, apresentada por Anderson Jr. (2015).

Um perfil aerodinâmico, também chamado perfil, é uma forma transversal obtida pela intersecção da asa com o plano perpendicular (ANDERSON JR, 2015, p. 290). Na Fig. 1 será apresentada a nomenclatura empregada em um perfil.

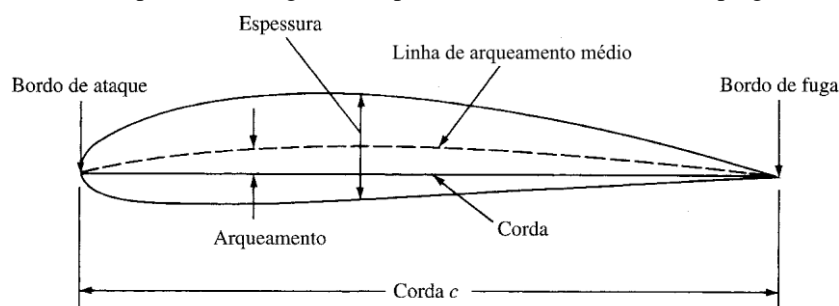


Figura 1 - Nomenclatura do perfil (Anderson Jr, 2015 – modificada)

Pode-se modelar o perfil da Fig. 1 como um diagrama de corpo livre [DCL] que contenha as forças e os momentos atuantes em certos pontos de interesse. Neste artigo, trataremos oportunamente sobre as forças aerodinâmicas de sustentação, de arrasto, e como essas forças podem ser perturbadas pela turbulência.

A extrusão desse perfil aerodinâmico na direção perpendicular ao plano em que foi desenhado gera uma figura tridimensional representativa de uma asa de aeronave. Uma asa real pode apresentar as seguintes variações (ANDERSON JR, 2015, p. 365):

- O comprimento da corda pode variar ao longo da asa;
- A asa pode ser torcida de modo que cada seção do perfil da asa tenha um AoA geométrico diferente;
- O formato da seção do perfil pode mudar ao longo da envergadura.

Segundo Anderson Jr. (2015), as medidas citadas nos itens acima visam a: produzir uma determinada distribuição de sustentação ao longo da largura da asa, o que melhorará sua eficiência aerodinâmica e/ou reduzirá seu peso estrutural; e atrasar os efeitos de compressibilidade de alta velocidade na região próxima às pontas da asa.

O escoamento do fluido, no caso o ar, sobre a asa, gera forças aerodinâmicas que são fundamentais ao voo do avião. A Fig. 2 ilustra o fenômeno físico do escoamento sobre um perfil. Na Fig. 2a, podem-se visualizar os tubos de corrente de ar A e B sobre a superfície superior do perfil (nas asas, denominada extradorso) e sobre a superfície inferior (intradorso). Aspectos teóricos cuja explicação, por simplicidade, foge ao escopo deste artigo permitem ao leitor compreender matematicamente a distribuição de pressões, ilustrada na Fig. 2b. A força resultante dessa distribuição de pressões sobre o perfil, na direção perpendicular ao vetor velocidade da corrente livre [V_∞], é denominada força de sustentação aerodinâmica [L]. Sobre a asa, os efeitos de ponta de asa alteram a geometria do problema.

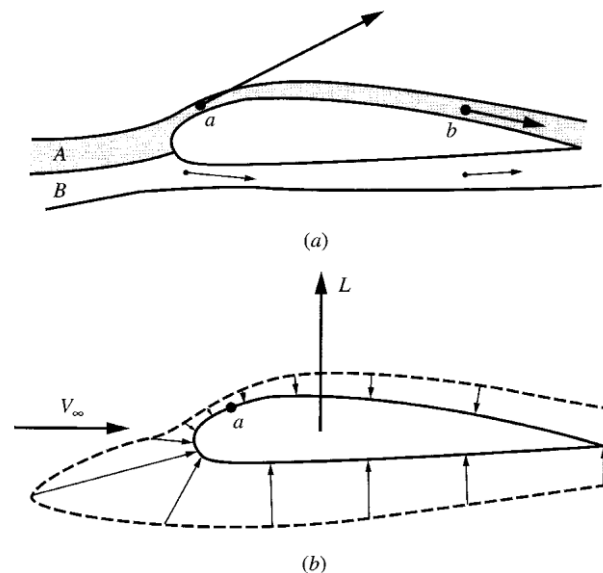


Figura 2 – (a) as setas ilustram os vetores velocidades locais nas linhas de corrente; (b) distribuição de pressões sobre o perfil aerodinâmico (Anderson Jr, 2015)

As magnitudes da força de sustentação [L], de arrasto [D] e do momento aerodinâmico [M] dependem, entre outros, dos seguintes fatores (ANDERSON JR, 2015, p. 294):

- Velocidade da corrente livre [V_∞];
- Densidade da corrente livre [ρ_∞];
- Magnitude da superfície aerodinâmica, que em aviões é representada pela área da asa [S];
- Ângulo de ataque [AoA ou α];
- Forma do perfil aerodinâmico;
- Coeficiente de viscosidade do fluido [μ_∞];
- Efeitos de compressibilidade do escoamento, que é governado pelo valor do número de Mach de corrente livre [M_∞].

Valores como o do coeficiente de sustentação [c_l] e o de arrasto [c_d] podem ser obtidos em laboratório a partir de ensaios em túneis de vento, para cada tipo de perfil aerodinâmico, sob diversas condições de ensaio. Desses ensaios, são obtidas curvas representativas dos perfis aerodinâmicos, cujos dados são empregados no projeto aeronáutico.

Muitos dados de perfis aerodinâmicos já foram catalogados por instituições de pesquisa aeroespacial em diversos países. Uma das pioneiras nesse campo de pesquisa foi o *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), que deu origem à *National Aeronautics and Space Administration* (NASA), criada em 29 de julho de 1958 por ato do Congresso dos Estados Unidos da América (EUA).

Todavia, os dados obtidos experimentalmente, que comprovam os modelos matemáticos a serem citados neste artigo, comumente são obtidos por modelos denominados “asas infinitas”. Essas asas possuem configuração geométrica que se estendem de uma parede a outra de um túnel de vento, de modo que as medidas desconsideram o campo de fluxo nas pontas das asas. O escoamento da ponta das asas contribui para a perda de sustentação e para o aumento do arrasto da asa, o que consequentemente reduz a eficiência aerodinâmica da aeronave.

Para minimizar o efeito de ponta das asas, os aerodinamicistas consideram o aumento do alongamento (*Aspect Ratio* [AR]) da asa. O alongamento é a relação entre o quadrado da envergadura [b] da asa e a sua área planiforme [S]. Por sua vez, a área planiforme é a área da asa projetada, vista quando o observador se encontra acima dessa mesma asa (ANDERSON JR, 2015, p. 306).

Valores típicos para o alongamento podem ser observados na Tab. 1.

Avião	Alongamento
Vought F4U Corsair	5,35
Boeing B-17	7,58
Grumman X-29	3,91
Grumman F3F-2	7,85
Boeing 727	7,1

Tabela 1 - Alongamento de asas de diversos aviões subsônicos (Anderson Jr., 2015, modificada)

Anderson Jr. (2015) cita em sua obra que, durante a Guerra Fria, os EUA produziram a aeronave U-2, para voar a altitudes superiores a 70000 ft. Para tal feito, a aeronave apresentava um alongamento “especialmente alto”, com valor de 14,3. Nas condições de voo operacionais, o piloto precisava pilotar dentro de uma faixa de 7 mi/h, entre a velocidade máxima e a mínima de voo de cruzeiro, a fim de impedir a entrada em condições de divergência de arrasto e de estol, o que se mostrava uma condição de pilotagem bastante difícil.

Um problema que surge ao se utilizar asas com alongamento elevado é a grande variação do coeficiente de sustentação [ΔC_L]. Neste artigo, designaremos as abreviaturas de coeficientes de sustentação e de arrasto em letras maiúsculas, quando se referirem a asas finitas, e em minúsculas no caso de asas infinitas, representadas pelos perfis aerodinâmicos. Como o valor de C_L varia com α , e como elevados alongamentos tornam a curva de sustentação mais inclinada, pode-se perceber que a variação de C_L é maior em asas com maiores alongamentos, para uma mesma variação de α .

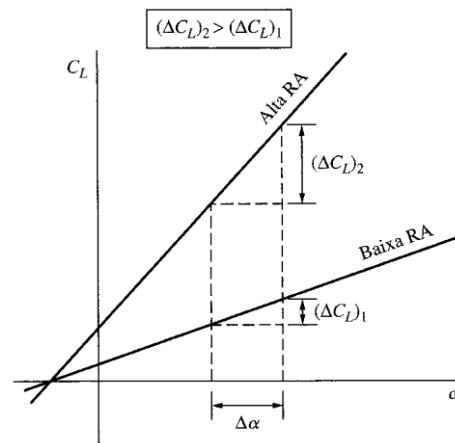


Figura 3 - Efeito do alongamento na variação de sustentação (Anderson Jr, 2015)

2 METODOLOGIA

2.1 MODELAGEM MATEMÁTICA

Para os fins deste estudo, considera-se: que uma aeronave hipotética encontra-se voando em velocidade muito abaixo do número de Mach crítico [M_{cr}], que o escoamento é laminar sobre as asas, que o perfil aerodinâmico das asas possui seção constante, que as asas não possuem enflechamento, que a sustentação devida ao profundor é desprezível para a sustentação da aeronave, que o voo ocorre em condições de atmosfera padrão (ISA, do inglês *International Standard Atmosphere*), com escoamento isentrópico, e que os efeitos transientes podem ser desprezados.

Um DCL com as forças e o momento aerodinâmico pode ser visto na Fig. 4.

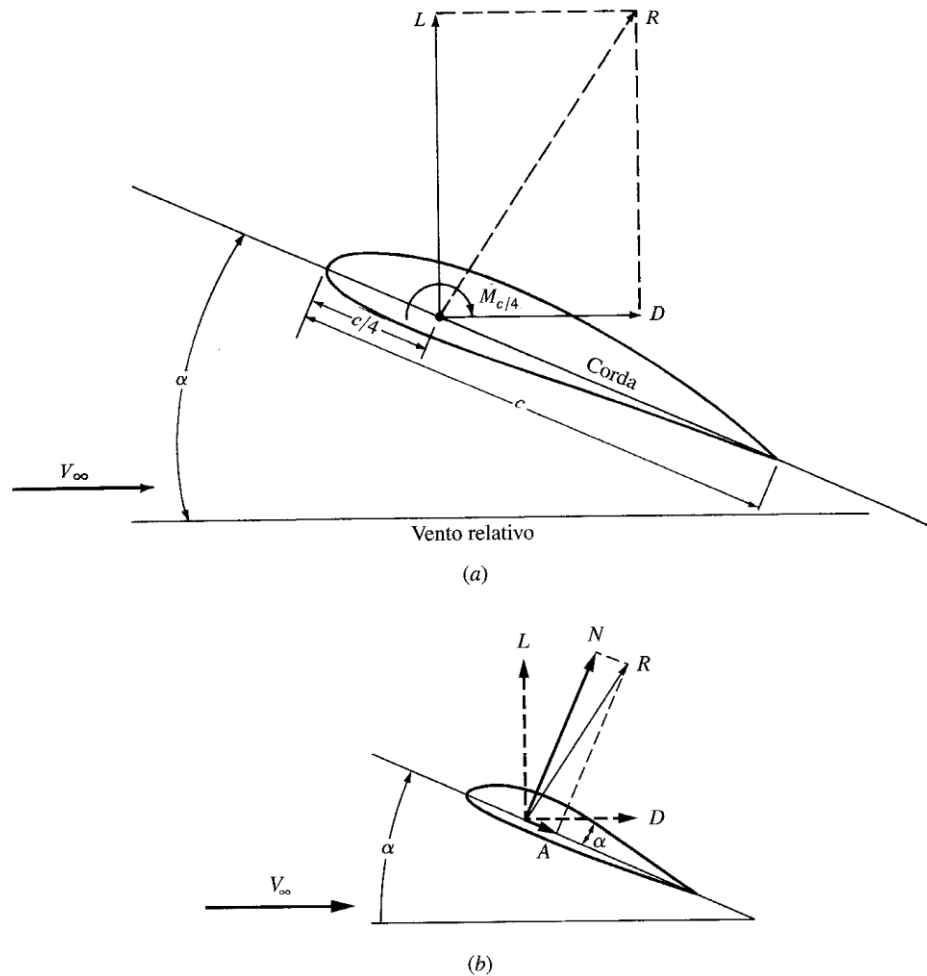


Figura 4 - DCL de um perfil (Anderson Jr, 2015)

São apresentados na Fig. 4 alguns elementos importantes para a modelagem matemática. A força resultante aerodinâmica [R] pode ser decomposta em sustentação [L] e arrasto [D], ou na componente normal [N] e axial [A]. Enquanto L e D são perpendicular e paralela, respectivamente, à direção do escoamento não perturbado, N e A são perpendicular e paralela, nesta ordem, à corda do perfil aerodinâmico.

Pode-se inferir que as forças atuantes, referentes ao perfil aerodinâmico, são:

$$\begin{cases} L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \\ D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \end{cases} \quad (1)$$

Seja a pressão dinâmica [q_∞] definida como a Eq. 2.

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (2)$$

Realizando-se uma análise dimensional, chega-se à seguinte equação para o coeficiente de sustentação referente ao perfil aerodinâmico, c_l .

$$c_l \equiv \frac{L}{q_\infty S} = f(\alpha, M_\infty, Re) \quad (3)$$

O número de Reynolds [Re] é dado pela Eq. 4.

$$Re = \frac{\rho_\infty V_\infty c}{\mu_\infty} \quad (4)$$

Na Eq. 4, [c] refere-se ao comprimento da corda do perfil aerodinâmico, e [μ_∞] é a viscosidade dinâmica do ar.

Similarmente à Eq. 3, tem-se a Eq. 5, que modela o coeficiente de arrasto referente ao perfil aerodinâmico.

$$c_d \equiv \frac{D}{q_\infty S} = f(\alpha, M_\infty, Re) \quad (5)$$

Para um perfil aerodinâmico assimétrico, uma curva de sustentação típica pode ser visualizada na Fig. 5.

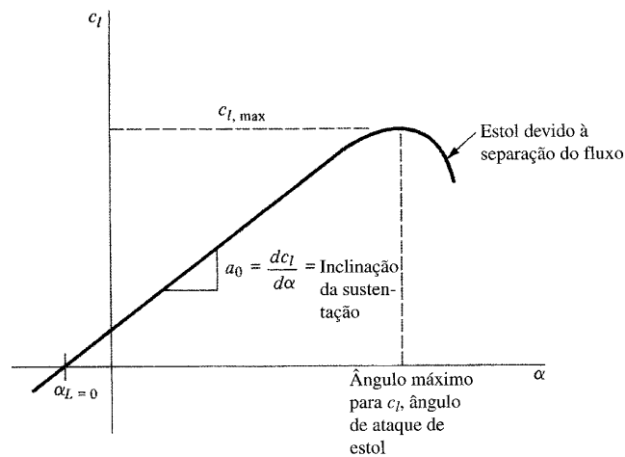


Figura 5 - Diagrama de uma curva de sustentação típica para um perfil assimétrico (Anderson Jr, 2015)

Chama-se polar de arrasto o gráfico que relaciona C_D e C_L . Sua curva é dada pela Fig. 6, sendo modelada pela Eq. 6.

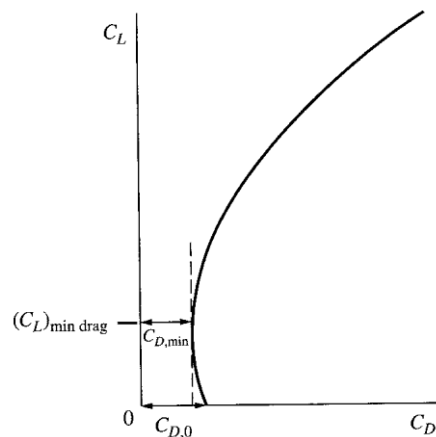


Figura 6 - Polar de arrasto (Anderson Jr, 2015)

$$C_D = C_{D,min} + \frac{(C_L - C_{L,min\ drag})^2}{\pi e R A} \quad (6)$$

Podem ser observados na Eq. 6 os seguintes coeficientes: coeficiente de arrasto mínimo [$C_{D,min}$], coeficiente de sustentação associado ao coeficiente de arrasto mínimo [$C_{L,min\ drag}$] e fator de eficiência de Oswald [e]. Este último, quando tratado no contexto da aeronave como um todo neste artigo, contemplará o arrasto parasita, que incluirá o arrasto de perfil da asa, o arrasto de pressão e o de fricção das superfícies da cauda, da fuselagem, das naceles do motor, do trem de pouso e de qualquer outro componente do avião que esteja exposto ao fluxo de ar. No caso do estudo apenas da asa, “ e ” limitar-se-á à eficiência da asa com relação à envergadura e aos efeitos de ponta de asa.

Para o cálculo do arrasto total para uma asa finita, a partir dos dados referentes a uma asa infinita, adotaremos as Eq. 7 e 8. Para tais equações, serão usadas as seguintes abreviaturas: peso [W] e coeficiente de arrasto de perfil [c_d]. Este coeficiente será obtido a partir dos dados do perfil, disponível na literatura de referência.

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} = \frac{W}{q_\infty S} \quad (7)$$

$$C_D = c_d + \frac{C_L^2}{\pi e R A} \quad (8)$$

Considerando que ocorrerá variação da força de arrasto devida à variação do AoA por ocasião da ação da turbulência, e que esta variação ocorrerá instantaneamente, assumir-se-á que a força de tração [T_R] da aeronave será constante durante a variação, e também será uma função da sustentação e do arrasto, conforme a Eq. 9. A Eq. 9 pode ser obtida a partir de um equilíbrio de forças durante um voo reto e nivelado, com vetor velocidade aerodinâmica constante, e se supondo que a direção do vetor de tração da aeronave esteja alinhada com a corda do perfil aerodinâmico.

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} = \frac{W}{L/D} \quad (9)$$

2.2 ASAS FINITAS

Em razão da diferença de pressão entre o intradorso e o extradorso das asas de uma aeronave em voo, sendo essa pressão maior no intradorso, forma-se nas pontas das asas um campo de fluxo que impõe ao ar um escoamento de baixo para cima na

asa, causando a jusante das asas um efeito rotacional do escoamento, o que gera uma esteira de vórtices. A formação dessa esteira consome energia e reduz a eficiência aerodinâmica da asa. A Fig. 7 ilustrará a formação desses vórtices.

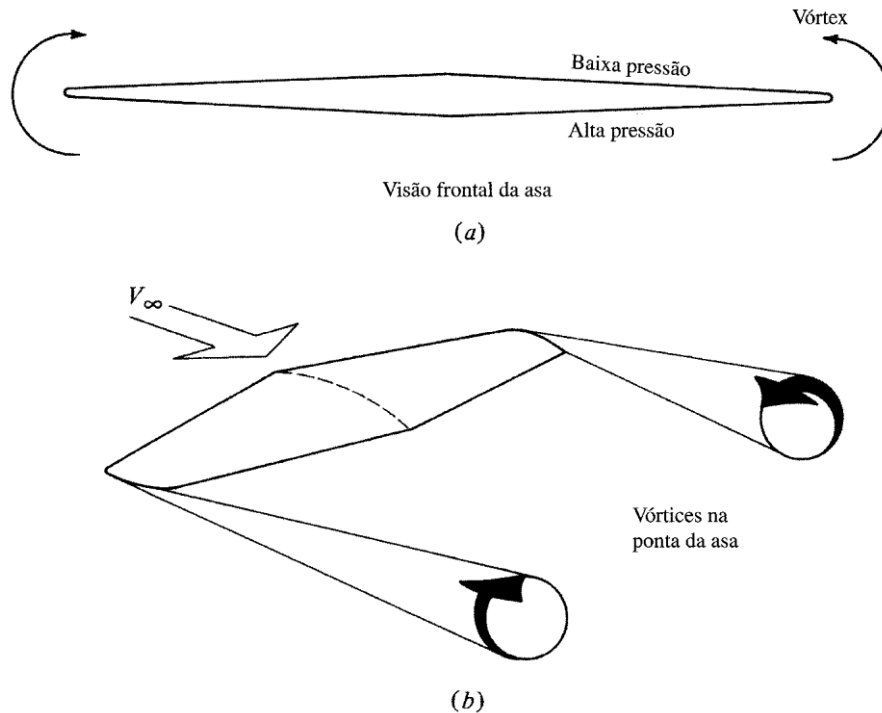


Figura 7 - Formação dos vórtices de ponta de asa (Anderson Jr, 2015)

Com a formação dos vórtices, há a indução de um movimento secundário no escoamento, que implica na formação de uma corrente descendente de ar chamada de *downwash*, cujo vetor de velocidade é representado por $[w]$. A Fig. 8 apresenta uma representação vetorial desse fenômeno físico.

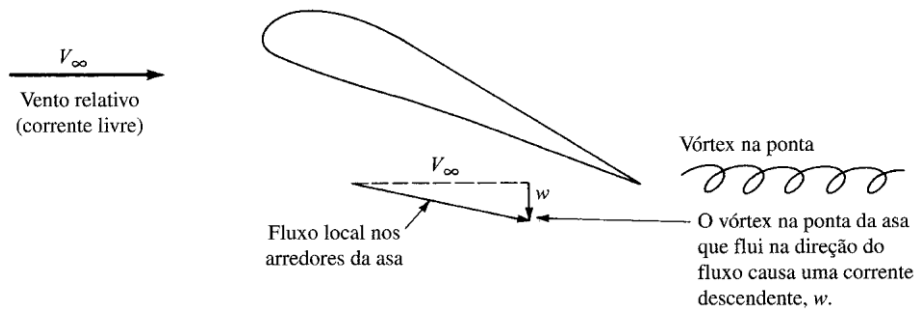


Figura 8 - Velocidade resultante do escoamento (Anderson Jr, 2015)

Como consequência, o perfil aerodinâmico é submetido a um escoamento que incide segundo um ângulo diferente daquele que seria devido somente ao vento relativo da corrente livre. O ângulo formado nessa nova condição de escoamento é denominado ângulo de ataque efetivo $[\alpha_{ef}]$, dado pela Eq. 10, sendo $[\alpha_i]$ o ângulo de ataque induzido, que se deve à contribuição do *downwash*.

$$\alpha_{ef} = \alpha - \alpha_i \quad (10)$$

A Fig. 9 ilustrará o efeito do *downwash* sobre a variação do ângulo de ataque.

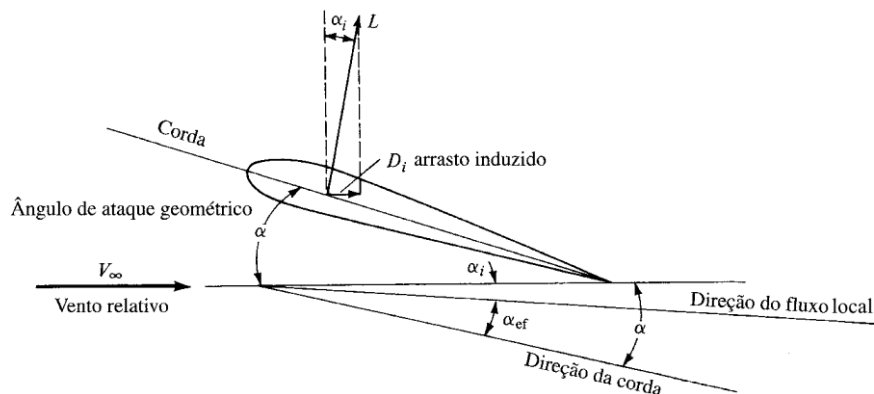


Figura 9 - Origem do arrasto induzido (Fonte: Anderson Jr, 2015)

Assumindo-se que o perfil esteja submetido a um ângulo de ataque efetivo, então a curva de sustentação terá uma outra inclinação. Denominando-se $[a_0]$ a inclinação em graus da curva de sustentação para uma asa infinita, conforme ilustrado na Fig. 5, tal inclinação para uma asa finita $[a]$ deverá ser corrigida para o novo ângulo de ataque e para o novo fator de eficácia da envergadura $[e_1]$. A Eq. (11) apresentará a nova inclinação, e a Fig. 10 ilustrará a relação entre essas curvas.

$$a = \frac{a_0}{1 + 57,3 a_0 / (\pi e_1 R A)} \quad (11)$$

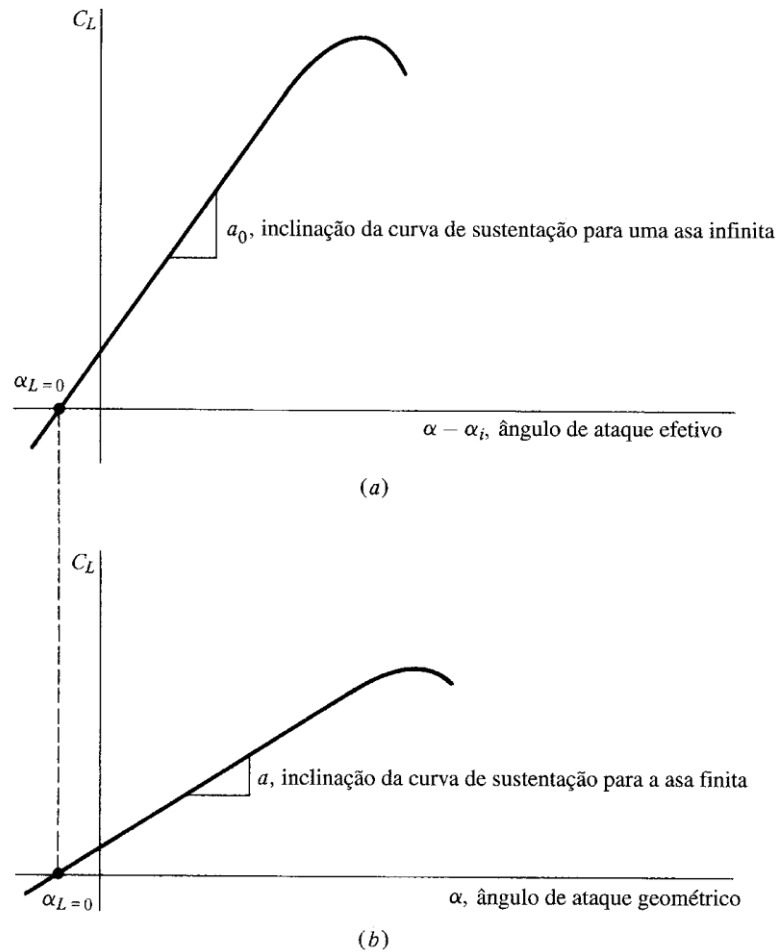


Figura 10 - Inclinações das curvas de sustentação para asas infinitas e para asas finitas (Fonte: Anderson Jr, 2015)

2.3 CASO ESQUEMÁTICO (TOY PROBLEM)

Seja uma aeronave com as seguintes características:

- Velocidade de cruzeiro: 228 kt (117 m/s);
- Velocidade de estol: 73 kt (38 m/s);
- Massa: 11610 kg;
- Área planiforme das asas: 42,4 m²;
- Perfil: NACA série 63 (será adotado o perfil constante NACA 63-210);
- Envergadura: 22,81 m;
- Corda: 1,86 m;
- Fator de eficiência da envergadura: 0,8.

As condições ISA para o nível do mar são:

- Pressão atmosférica $[p_0]$: 1013,25 hPa;
- Temperatura $[T_0]$: 288,15 K;
- Densidade do ar $[\rho_0]$: 1,225 kg/m³;
- Viscosidade do ar $[\mu_0]$: 17,894*10⁻⁶ kg/(m*s);
- Gradiente térmico $[gt]$: -0,0065 K/m.

A temperatura adotada para a localidade fictícia no nível do mar é ISA+18 (33° C).

A pressão atmosférica $[p]$ adotada será de 1010 hPa.

A densidade ajustada para os dados do problema será obtida a partir da equação de estado, citada na Eq. 12, na qual $[R]$ é a constante dos gases.

$$\begin{cases} p = \rho RT \\ R = 287 \frac{J}{kgK} \end{cases} \quad (12)$$

A viscosidade do ar será corrigida pela equação de Sutherland, dada pela Eq. 13.

$$\frac{\mu}{\mu_0} = \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + 110}{T + 110} \quad (13)$$

A fim de usar os dados do perfil disponibilizados por Anderson Jr. (2015, pp. 891-2), será calculada a velocidade adequada para um escoamento cujo Reynolds é $9 \cdot 10^6$.

3 RESULTADOS

3.1 EXECUÇÃO DOS CÁLCULOS

Para a execução dos cálculos, foi escrito um programa na linguagem Python, versão 3.6, disponível acessando o seguinte link: <https://github.com/alegalopes/RCS.git>.

Dos dados disponíveis no item anterior, foram obtidos os seguintes valores:

- Velocidade para $Re=9 \cdot 10^6$: 78 m/s (152 kt);
- Densidade do ar [ρ]: 1,149 kg/m³;
- Viscosidade do ar [μ]: $18,749 \cdot 10^{-6}$ kg/(m*s);
- Alongamento: 12,27;
- Peso máximo de decolagem: 113894 N.

Para a correção dos efeitos de ponta de asa, será aplicada a Eq. 11 aos dados do perfil NACA 63-210. A Fig. 11 ilustrará a região linear do coeficiente de sustentação para uma asa infinita e sua respectiva correção para uma asa finita.

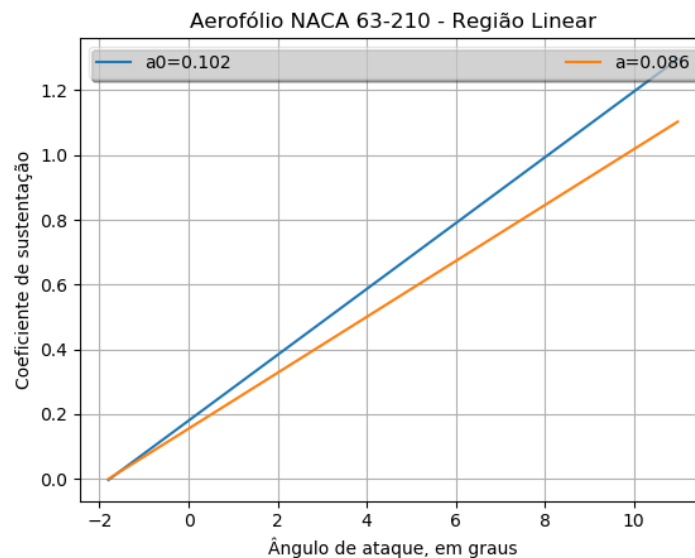


Figura 11 - Correção do coeficiente de sustentação para uma asa finita, a partir dos valores referentes a uma asa infinita

Assumindo-se que o avião está com a sua carga máxima, obtém-se o C_L de acordo com a Eq. 7, dado por $C_L = 0,77$.

Aplicando-se o C_L calculado no gráfico do coeficiente de sustentação corrigido, Fig. 11, obtém-se um ângulo de ataque de $5,8^\circ$.

Dos dados do perfil aerodinâmico, o ângulo de ataque que está associado a uma sustentação nula [$\alpha_{L=0}$] é de $-1,8^\circ$. Uma vez que $a_0=0,102$ por grau, uma variação de 5° positivos no ângulo de ataque corresponderá a um $C_L=1,28$.

Combinando-se a Eq. 7 com a segunda Lei de Newton, obtemos a aceleração vertical da aeronave pela variação do ângulo de ataque em 5° , decorrente de uma ação da turbulência. Neste caso, será desprezada a aceleração angular devida à variação positiva do momento de arfagem (*pitch*). Então, fica:

$$L_{\alpha=11,8^\circ} - W = m \cdot a_v \quad (14)$$

Da Eq. 14, decorre que a aceleração vertical [a_v] da aeronave será de $6,5 \text{ m/s}^2$, o que corresponde a uma aceleração de $66,6\%$ da aceleração da gravidade ($0,67g$).

Raciocínio análogo será aplicado à variação no arrasto, devido ao aumento de 5° no ângulo de arfagem.

Dos dados da polar de arrasto do perfil, verifica-se no *bucket* de arrasto que o coeficiente de arrasto, quando a sustentação é nula, é $C_{D0}=0,005$.

Aplicando-se o valor de C_{D0} na Eq. 8, tem-se um $C_D=0,058$.

Da Eq. 5, chega-se ao seguinte novo valor para a força de arrasto: $D=8614$ N.

Calculando-se o valor da tração que seria necessária para o voo reto e nivelado em condições estáveis, com o uso da Eq. 9 e adotando-se um $C_D=0,0075$, obtém-se uma tração com valor $Tr=1112$ N.

Empregando-se a segunda Lei de Newton combinada com o novo valor da força de arrasto, tem-se:

$$Tr-D=m \cdot a_h \quad (15)$$

Da Eq. 15, chega-se a uma aceleração horizontal [a_h] de $a_h=-0,65$ m/s².

A soma vetorial das acelerações resultantes da arfagem de 5° resulta em uma aceleração total [a_t] de módulo $a_t=6,56$ m/s².

4 DISCUSSÃO

Diante dos cálculos apresentados, observa-se que uma aeronave hipotética de asas com grande alongamento, ao ser submetida a uma arfagem repentina de meros 5°, submete a tripulação a uma aceleração de 0,67g. Isso pode se caracterizar como um fator de elevação do risco se a turbulência for significativa durante a operação de pouso ou de decolagem. A ocorrência de esteiras de turbulência, deixadas por aeronaves de maior porte, ou mesmo as turbulências convectivas nas proximidades dos aeródromos, podem ser fatores de maior exigência para os pilotos.

Neves (2015), em sua tese de doutorado, destaca que:

... pode-se notar que esta região [amazônica] é fortemente influenciada por convecção, possuindo os mais intensos núcleos convectivos de precipitação da América do Sul (HASTENRAH, 1997), determinando a convecção como um importante mecanismo nas variações de intensidade e posição de aquecimento da atmosfera tropical (FISCH, 1998)... Posteriormente com observações de alguns campos sinóticos e dados medidos para análise de padrões de atividades convectivas, Hastenrath (1997) observou que no verão austral o centro de convecção sobre a Bacia Amazônica se desenvolve mais fortemente.

(...)

Segundo Molion (1987; 1993), os principais mecanismos de precipitação na Amazônia são derivados da convecção... A convecção na região Amazônica é um importante mecanismo de aquecimento da atmosfera tropical e suas variações, em termos de intensidade e posição, possuem papel importante na determinação do tempo e clima desta região (FISCH et al., 1998).

(...)

Fluxos turbulentos são encontrados em quase todas as partes da natureza, assim como na atmosfera (camada limite atmosférica - CLA).

(...)

A região turbulenta que se estende sobre a Camada Superficial (CS) até o topo da CLA é a CLC. Sua profundidade varia de acordo com a força da geração de turbulência pela superfície. Em um dia ensolarado com ventos térmicos convectivos fracos pode chegar a uma altura (ou profundidade) de 1-2 km acima da superfície (OKE, 1987). Em regiões de desertos pode chegar a 5 km (WARNER, 2004).

Neves (2015, p. 16) apresenta então um esquema da Camada Limite Atmosférica, que, segundo dados observados sobre uma pastagem na Amazônia, alcançou alturas acima de 1800 m (5900 ft). Tal região, segundo o autor, é propícia para a existência de fluxos turbulentos.

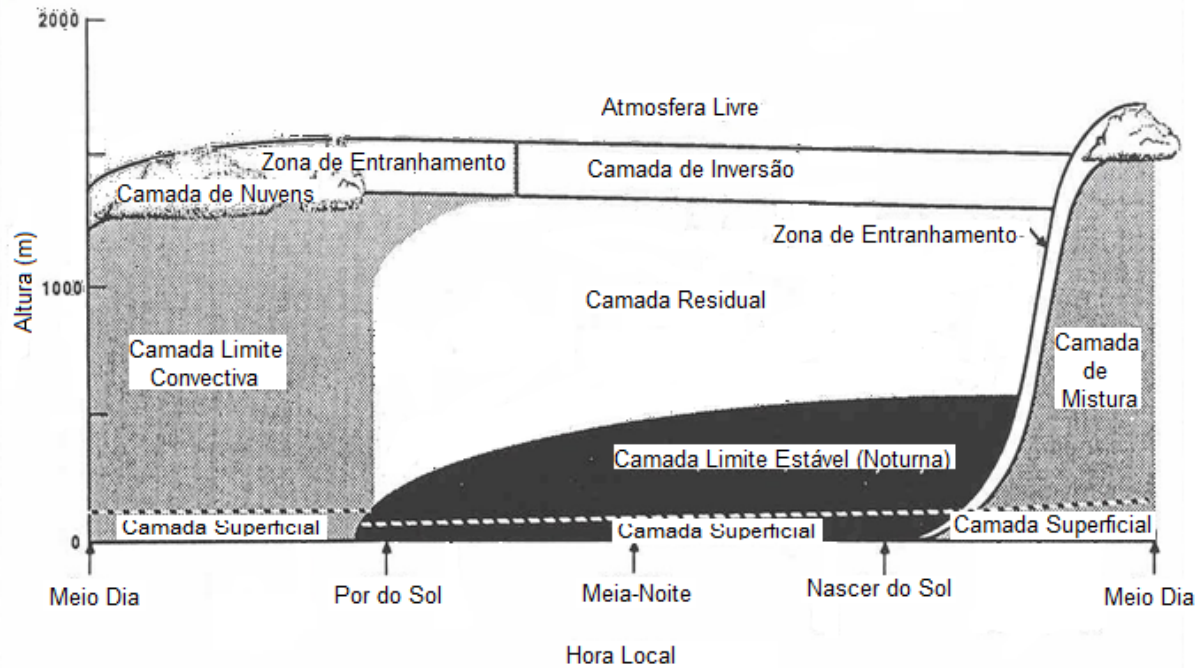


Figura 12 - Esquema de Camada Limite Atmosférica (Neves, 2015)

Visando a atender a necessidades específicas da Região Amazônica, o Exército Brasileiro decidiu pela adoção de aeronaves de asas fixas, sendo o modelo C-23B Sherpa escolhido para o cumprimento de tão nobre missão.

Dados disponíveis na rede mundial de computadores, porém não oriundos de fontes oficiais, informam que essa aeronave possui asas com elevado alongamento.

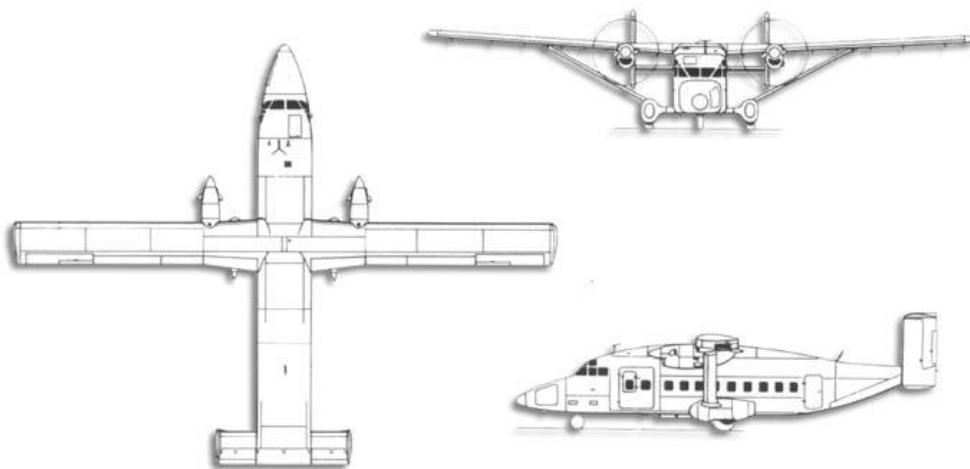


Figura 13 - Três vistas da aeronave C-23B Sherpa (Caiafa, 2016)

Em matéria ao sítio *Aviation Week Network*, Veillette (2016) informa (com grifos nossos):

The CG range on some aircraft such as the Short C-23 Sherpa is extremely limited.

On March 3, 2001, a C-23B Sherpa belonging to the 171st Aviation Regiment of the Florida Army National Guard was carrying 18 construction workers from Hurlburt Field in Florida to Oceana Naval Air Station, Virginia. En route, one of the pilots left the flight deck to use the aft bathroom. His action so shifted the weight of an already unbalanced airplane that it became unstable to the point of uncontrollability while in an area of extreme turbulence. The violent g-force shifts then encountered rendered the crew and passengers incapacitated and unconscious and caused the breakup of the aircraft in flight near Unadilla, Georgia, killing all 21 persons on board.

5 CONCLUSÃO

Os dados deste artigo buscaram oferecer uma análise qualitativa, aproximada, quanto ao comportamento físico de uma aeronave de asas fixas com grande alongamento.

Ilustrando o estudo realizado, buscou-se um fato real em que a combinação de certos fatores – dentre eles a turbulência – culminou com um acidente fatal.

A turbulência, por seu caráter aleatório, pode ocasionar severas acelerações na aeronave, decorrentes de variações bruscas das forças aerodinâmicas. Tais acelerações podem incapacitar a tripulação, bem como sobrecarregar estruturalmente a aeronave.

Na Região Amazônica, há ocorrência de turbulência significativa em determinadas áreas semelhantes a regiões que podem vir a conter pistas de pouso e decolagem. Sobrevoos nessas regiões, até alturas superiores a 5000 ft, podem ser influenciados por intensas flutuabilidades decorrentes da turbulência.

Com este artigo, deseja-se aumentar o nível de consciência situacional das futuras tripulações do C-23B Sherpa, quando em operações em região de selva.

REFERÊNCIAS

- ANDERSON JR, JOHN D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica: introdução ao voo**. 7ª Ed. Porto Alegre: Mc Graw Hill Education, 2015.
- CAIAFA, Roberto. O Exército Brasileiro negocia em Estados Unidos a aquisição de um C-23B Sherpa, setembro 2016. Infodefensa. 2016. Disponível em: < <http://www.infodefensa.com/latam/2016/09/28/noticia-sherpa-exercito-brasileiro.html>>. Acesso em: 28 jan. 2018
- NEVES, T. T. A. T. **Análise de turbulência e convecção na Amazônia utilizando o modelo PALM-LES**. 2015. 1 v. Tese (Doutorado) - Curso de Pós-graduação em Meteorologia, Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2015.
- VEILLETTE, Patrick. Weighty Matters: Miscalculation when loading can have unwelcome consequences, maio 2016. Aviation Week Network. 2016. Disponível em: < http://aviationweek.com/bca/weighty-matters?NL=AW-05&Issue=AW-05_20160623_AW-05_244&sfvc4enews=42&cl=article_1&elq2=91a0cf3664184a7c8be3cad1218369fb>. Acesso em: 28 jan. 2018.