

Um Procedimento Alternativo para Cálculo Aerodinâmico de Aeronaves Leves Subsônicas

Ricardo Luiz Utsch de Freitas Pinto

Universidade Federal de Minas Gerais

Cláudio Pinto de Barros

Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira

Universidade Federal de Minas Gerais

Copyright © 1999 Society of Automotive Engineers, Inc

RESUMO

Propõe-se um procedimento alternativo para o cálculo da polar de arrasto de aeronaves leves subsônicas. Leva-se em consideração as variações do comportamento aerodinâmico de cada componente com a velocidade do voo e as deflexões do profundor para se manter o equilíbrio longitudinal em cada velocidade. Resultados obtidos com o procedimento proposto para uma aeronave real são comparados com resultados obtidos por outro procedimento encontrado na literatura e, simultaneamente, com resultados experimentais.

INTRODUÇÃO

A expansão da construção experimental e a utilização de novos materiais tem tornado a aviação leve, no fim da década de 90, uma fração importante no mercado civil mundial [1]. Particularmente, no ano em curso, pela primeira vez, um avião concebido como aeronave experimental recebeu homologação para operação comercial e vem sendo comercializado com sucesso [1].

Tendo em vista as dificuldades ainda encontradas, principalmente pelo volume financeiro agregado proporcionalmente baixo, o desenvolvimento de métodos e processos alternativos mais precisos e simples tem sido uma motivação importante para o crescimento deste ramo da indústria aeronáutica.

Um dos requisitos fundamentais para a estimativa do desempenho aerodinâmico de uma aeronave e, particularmente, para sua otimização, é a determinação da sua polar de arrasto, ou seja, da curva que relaciona o arrasto com a sustentação da aeronave para as várias velocidades.

Em particular, no Centro de Estudos Aeronáuticos da Universidade Federal de Minas Gerais (CEA-UFMG), tem sido utilizado, em todos os seus projetos [2], um procedimento teórico empírico bastante difundido [3].

Embora os resultados obtidos nas aplicações executadas até o momento tenham sido satisfatórios, este procedimento adota algumas simplificações que podem ser aperfeiçoadas levando a resultados mais precisos sem implicar em aumento significativo dos cálculos efetuados.

Neste trabalho, propõe-se um procedimento alternativo de cálculo da polar de arrasto de um aeronave leve subsônica que objetiva melhorar a precisão do método utilizado até o presente no CEA-UFMG, incluindo a consideração da variação do comportamento aerodinâmico dos componentes da aeronave com a velocidade e da deflexão do profundor necessária para o equilíbrio longitudinal.

A POLAR DE ARRASTO DE UMA AERONAVE

Entende-se como polar de arrasto de uma aeronave a curva que expressa o seu coeficiente de arrasto global como função do seu coeficiente de sustentação global para toda a sua faixa de operação, ou seja, da velocidade mínima até a velocidade máxima previstas.

O desempenho aerodinâmico de uma aeronave depende fundamentalmente da sua polar de arrasto. Por exemplo, para aeronaves de propulsão a hélice convencionais, a sua velocidade de máximo desempenho aerodinâmico (menor consumo de combustível por distância voada) é aquela para a qual a polar de arrasto indica mínima razão C_D/C_L .

DETERMINAÇÃO DA POLAR DE ARRASTO DE UMA AERONAVE SUBSÔNICA

O procedimento de determinação da polar de arrasto utilizado até o presente no CEA-UFGM [2] pode ser resumido da seguinte forma [3].

- i) Para uma velocidade de referência — normalmente uma estimativa da velocidade de cruzeiro — (V), calcula-se o número de Reynolds:

$$Re = \frac{\rho \cdot V \cdot \bar{c}}{\mu} \quad (1)$$

onde ρ e μ denotam a densidade e a viscosidade do ar, respectivamente, e \bar{c} a corda média aerodinâmica da asa;

- ii) para uma faixa de valores de ângulo de ataque (α), obtém-se o coeficiente de sustentação para os diversos componentes da aeronave;
- iii) para os mesmos valores de ângulo de ataque utilizados no item (ii), calcula-se o coeficiente de arrasto para os diversos componentes da aeronave;
- iv) a partir do somatório dos valores obtidos nos itens (ii) e (iii), obtém-se o coeficiente de sustentação global (C_L) e o coeficiente de arrasto global (C_D) da aeronave, respectivamente.

De posse dos coeficientes globais de sustentação e de arrasto para uma faixa de valores de ângulo de ataque, levanta-se a curva C_D/C_L , ou seja, a polar de arrasto.

Existem disponíveis na literatura dados aerodinâmicos experimentais para vários perfis bidimensionais ([4] e [5]) e superfícies aerodinâmicas tridimensionais [6], e dados aerodinâmicos para componentes de aeronaves em geral, tais como antenas, trens de pouso, carenagens, etc [7].

Note que, no procedimento acima, adota-se para a determinação da polar um único número de Reynolds, conforme obtido no item (i). Este número é corrigido para cada componente da aeronave, porém não é alterado com a velocidade de voo.

Além disso, para efeito de cálculo do arrasto da empenagem horizontal, o procedimento acima, por simplicidade, considera o profundor na posição neutra (sem deflexão) para todos os ângulos de ataque.

DESENVOLVIMENTO DE UM PROCEDIMENTO ALTERNATIVO

Conforme já mencionado, no procedimento que tem sido utilizado no CEA-UFGM, resumido no item anterior,

pode-se identificar duas simplificações: i) para efeitos da determinação da polar de arrasto os parâmetros aerodinâmicos são obtidos considerando-se um número de Reynolds fixo; ii) para a determinação da contribuição da empenagem horizontal considera-se o profundor fixo na sua posição neutra (não defletido).

O procedimento alternativo proposto neste trabalho consiste em alterar o procedimento atual de tal maneira que estas duas simplificações sejam removidas.

Em primeiro lugar, a tabela de arrasto é construída de tal forma que, para cada velocidade de voo, considera-se o número de Reynolds correspondente.

Em segundo lugar, para a determinação da contribuição da empenagem horizontal, considera-se a deflexão do profundor necessária para o equilíbrio longitudinal da aeronave.

Em virtude destas alterações, o algoritmo para a sequência de cálculos é radicalmente alterado, conforme será descrito adiante. Antes, são apresentadas as formulações para a determinação do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal necessário para o equilíbrio da aeronave, do ângulo de ataque da aeronave em relação a sua linha de referência, da deflexão do profundor para equilíbrio e dos coeficientes de arrasto da asa e da empenagem horizontal, todos necessários para a execução do novo procedimento.

COEFICIENTE DE SUSTENTAÇÃO DA EMPENAGEM HORIZONTAL PARA O EQUILÍBRIO LONGITUDINAL

O momento de arfagem total de uma aeronave (ver figura 1) pode ser obtido como [8]:

$$m = m_{WB} + m_T + L_{WB} \cdot (h - h_0) \cdot \bar{c} - L_T \cdot (l_t - (h - h_0) \cdot \bar{c}) \quad (2)$$

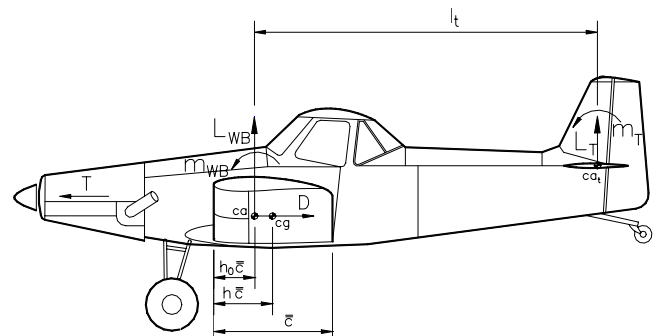


Figura 1- Forças e momentos em uma aeronave em voo equilibrado

onde m_{WB} denota o momento aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem em torno do seu centro aerodinâmico; m_T o

momento aerodinâmico da empenagem horizontal em torno do seu centro aerodinâmico; L_{WB} a força de sustentação do conjunto asa-fuselagem; L_T a força de sustentação da empenagem horizontal; h e h_0 a posição do centro de gravidade da aeronave e do centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem, respectivamente, em porcentagem da corda média aerodinâmica da asa (\bar{c}); e l_t a distância entre os centros aerodinâmicos do conjunto asa-fuselagem e da empenagem horizontal.

Na equação 2, admite-se, por aproximação, que as forças de arrasto e de tração não produzem momentos significativos em torno do centro de gravidade.

Definindo-se:

$$M_0 = M_{WB} + M_T \quad (3)$$

e considerando que:

$$L_{WB} = L - L_T \quad (4)$$

pode-se obter, no lugar da equação 2:

$$m = m_0 + L \cdot (h - h_0) \cdot \bar{c} - L_T \cdot l_t \quad (5)$$

Tem-se ainda que:

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot C_M \quad (6)$$

$$M_0 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot \bar{c} \cdot C_{M0} \quad (7)$$

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_L \quad (8)$$

$$L_T = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S_T \cdot V^2 \cdot C_{LT} \quad (9)$$

onde S e S_T denotam, respectivamente, as áreas de referência da asa e da empenagem horizontal, sendo C_M , C_{M0} , C_L e C_{LT} os respectivos adimensionais.

Considerando as equações 6 a 9, a equação 5 pode ser escrita na seguinte forma adimensional:

$$C_M = C_{M0} + C_L \cdot (h - h_0) - C_{LT} \cdot \bar{V} \quad (10)$$

onde

$$\bar{V} = \frac{l_t \cdot S_T}{\bar{c} \cdot S} \quad (11)$$

é um parâmetro adimensional conhecido como razão de volumes da empenagem horizontal (volume de cauda).

A equação 10 fornece o coeficiente de momento de arfagem global da aeronave para uma situação arbitrária. Para o equilíbrio, deve-se ter o momento de arfagem, e portanto o coeficiente de momento de arfagem, nulos. Isto, levado na equação 10 permite obter como o valor de C_{LT} para equilíbrio:

$$C_{LT} = \frac{1}{\bar{V}} \cdot [C_{M0} + C_L \cdot (h - h_0)] \quad (12)$$

A equação 12 permite obter, para cada coeficiente de sustentação global da aeronave (C_L), o valor do coeficiente de sustentação da empenagem horizontal (C_{LT}) necessário para o equilíbrio longitudinal.

DETERMINAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE DA AERONAVE EM RELAÇÃO À SUA LINHA DE REFERÊNCIA

De acordo com [3], o coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem satisfaz a equação:

$$C_{LWB} = C_{LB} + k \cdot C_{LW} \quad (13)$$

onde C_{LB} denota o coeficiente de sustentação da fuselagem, C_{LW} o coeficiente de sustentação da asa e k é um fator que considera a influência mútua entre a distribuição de sustentação da asa e da fuselagem.

Por sua vez, uma equação simplificada para o cálculo do coeficiente de sustentação da fuselagem [3] fornece:

$$C_{LB} = c_1 \cdot \alpha^2 + c_2 \cdot \alpha + c_3 \quad (14)$$

onde c_1 , c_2 e c_3 são constantes que dependem da geometria da fuselagem e do número de Mach [3] e α denota o ângulo de ataque da aeronave em relação à sua linha de referência.

Já para o coeficiente de sustentação da asa [3], vale:

$$C_{LW} = d_1 \cdot \alpha_w + d_2 \quad (15)$$

sendo d_1 e d_2 constantes dependentes da geometria da asa e do número de Reynolds [3] e α_w o ângulo de ataque da asa em relação à sua incidência geométrica na raiz (i_w), ou seja:

$$\alpha_w = \alpha + i_w \quad (16)$$

A substituição das equações 14, 15 e 16 na equação 13 fornece:

$$C_{LWB} = c_1 \cdot \alpha^2 + e_1 \cdot \alpha + e_2 \quad (17)$$

onde c_1 é a mesma constante utilizada na equação 14 e:

$$e_1 = c_2 + d_1 \quad (18)$$

$$e_2 = c_3 + d_2 + d_1 \cdot i_w \quad (19)$$

Por outro lado, para a sustentação do conjunto asa-fuselagem vale também:

$$L_{WB} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{LWB} \quad (20)$$

onde C_{LWB} denota o coeficiente de sustentação do conjunto asa-fuselagem.

Considerando-se as equações 4, 8, 9 e 20, obtém-se:

$$C_{LWB} = C_L - \frac{S_T}{S} \cdot C_{LT} \quad (21)$$

Obtendo-se o valor de C_{LT} da equação 12, a partir do valor de C_L , e substituindo-se os valores de C_L e C_{LT} na equação 21, obtém-se o valor de C_{LWB} . Por sua vez, substituindo-se este valor na equação 17, obtém-se o valor de α .

DETERMINAÇÃO DO COEFICIENTE DE ARRASTO DA ASA

O coeficiente de arrasto da asa pode ser obtido através da expressão [3]:

$$C_{DW} = C_{D0W} + C_{DIW} \quad (22)$$

onde C_{D0W} denota o coeficiente de arrasto parasita e C_{DIW} o coeficiente de arrasto induzido.

Para a determinação do coeficiente de arrasto de asas cuja corda varia ao longo da envergadura ou com perfis diferentes na raiz e na ponta, pode-se fazer uma discretização conforme indica a figura 2.

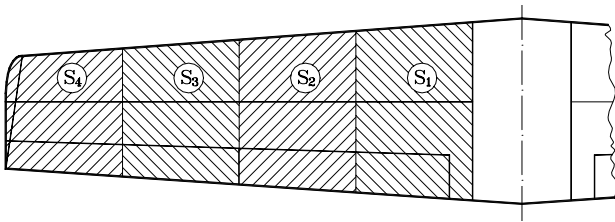


Figura 2 - Discretização da asa

Neste caso, o coeficiente de arrasto parasita (C_{D0W}) pode ser obtido como:

$$C_{D0W} = \frac{\sum_{i=1}^n C_{DO}^i \cdot S_i}{\sum_{i=1}^n S_i} \quad (23)$$

onde S_i e C_{DO}^i , representam a área em planta e o coeficiente de arrasto parasita da i -ésima seção. Note que a equação 23 fornece C_{D0W} como uma média dos coeficientes de cada seção (C_{DO}^i) ponderados pelas áreas S_i .

Os coeficientes de arrasto parasita de cada seção (C_{DO}^i) são determinados a partir dos valores bidimensionais dos perfis que compõe a asa, em geral, disponíveis na literatura ([4] e [5]).

A obtenção de cada C_{DO}^i deve ser realizada considerando-se a variação do número de Reynolds com a velocidade de vôo, diferentemente do procedimento anterior, que considera, para a determinação de cada C_{DO}^i um único número de Reynolds.

O coeficiente de arrasto induzido (C_{DIW}) pode ser obtido como [9].

$$C_{DIW} = \frac{C_{LW}^2}{\pi \cdot A} \cdot \delta \quad (24)$$

onde A denota o alongamento da asa e δ um fator de correção que depende da geometria tridimensional da asa ([3], [4] e [6]).

DETERMINAÇÃO DO ÂNGULO DE DEFLEXÃO DO PROFUNDOR PARA EQUILÍBRIO

De acordo com a literatura [8], o valor da deflexão do profundor para equilíbrio (η) é obtido em função do coeficiente de sustentação global (C_L) como:

$$\eta = A_1 C_L + A_2 \quad (25)$$

onde A_1 e A_2 são coeficientes que dependem da geometria da aeronave e da posição do seu centro de gravidade [8].

DETERMINAÇÃO DO COEFICIENTE DE ARRASTO DA EMPENAGEM HORIZONTAL

O coeficiente de arrasto da empenagem horizontal é obtido pela expressão

$$C_{DT} = C_{D0T} + C_{DIT} \quad (26)$$

onde C_{D0T} denota o coeficiente de arrasto parasita e C_{DIT} o coeficiente de arrasto induzido.

O cálculo segue a mesma filosofia aplicada à asa exceto que, para cada velocidade, deve-se considerar a deflexão do profundor (η) necessária para o equilíbrio longitudinal da aeronave. De fato, o arrasto da empenagem irá variar com a posição do profundor.

O valor de η para cada C_L deve ser obtido de acordo com a equação 25.

Nas referências [4] e [5] encontram-se resultados de ensaios experimentais para perfis comumente utilizados em empenagens de aeronaves leves, para diversos números de Reynolds e ângulos de deflexão do profundor.

SÍNTESE DO PROCEDIMENTO PROPOSTO PARA A DETERMINAÇÃO DA POLAR DE ARRASTO

O procedimento proposto para determinação da polar de arrasto pode ser sintetizado através do seguinte algoritmo:

Algoritmo para determinação da polar de arrasto:

- i) Para cada velocidade (V) obtém-se C_L da equação de equilíbrio de forças na vertical [8]:

$$C_L = \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (27)$$

- ii) Com o valor de C_L obtém-se C_{LT} através da equação 12.
- iii) Com os valores de C_L e C_{LT} obtém-se C_{LWB} da equação 21.
- iv) Com o valor de C_{LWB} determina-se α utilizando-se a equação 17.
- v) Com o valor de α obtém-se α_w , utilizando-se a equação 16.
- vi) Com os valores de C_{LWB} e α , obtém-se os valores de C_{LW} e C_{LB} através das equações 14 e 15.
- vii) Para cada velocidade (V) obtém-se o número de Reynolds relativo a cada componente da aeronave.
- viii) Utilizando as equações 22, 23 e 24 obtém-se o valor de C_{DW} (os valores de C_{D0}^i dependem de α_w , do perfil local e da torção geométrica da asa).
- ix) Com o valor de C_{LB} e do número de Reynolds da fuselagem obtém-se o valor de C_{DB} .

- x) Com o valor de C_L obtém-se a deflexão do profundor (η) através da relação 25 e, com os valores de η , de C_{LT} e do número de Reynolds da empenagem horizontal, obtém-se o valor de C_{DT} com a equação 26.

- xi) Para cada número de Reynolds, obtém-se os valores dos coeficientes de arrasto para os demais componentes da aeronave.

- xii) Obtém-se o valor do arrasto global C_D como o somatório de todas as parcelas obtidas anteriormente.

Desta forma, completa-se a determinação da polar de arrasto da aeronave.

Observe que, no item (xi) acima, o cálculo dos coeficientes de arrasto é feito sem nenhuma modificação em relação ao procedimento anterior, exceto pela consideração da variação do número de Reynolds de cada componente com a velocidade de voo (V).

RESULTADOS

Para avaliar o procedimento proposto e compará-lo com o procedimento anterior do CEA-UFMG, determinou-se, por ambos os procedimentos, a polar de arrasto da aeronave PIK 20-B, cuja polar experimental é disponível na literatura ([10] e [11]), e para o projeto CEA 109, em desenvolvimento [12].

DETERMINAÇÃO DA POLAR DE ARRASTO DA AERONAVE PIK 20-B

O planador monoplacé PIK-20B classe 15 metros, projetado por Pekka Tammi, foi campeão mundial de voo a vela em 1976 em Ryskala na Finlândia [13]. As suas características básicas e as suas três vistas são apresentadas na tabela 1 e na figura 3, respectivamente.

Tabela 1 - Características básicas do planador monoplacé classe 15 m PIK-20B

Envergadura da asa	15.00 m
Comprimento da fuselagem	6.45 m
Área da asa	10.00 m ²
Alongamento	22.50
Peso vazio	220 kgf
Peso máximo de decolagem	450 kgf
Perfis das asas	Raiz - FX67-K-170 Ponta - FX67-K-150
Envergadura da Empenagem Hor.	2.00 m
Área da Empenagem Horizontal	0.975 m ²

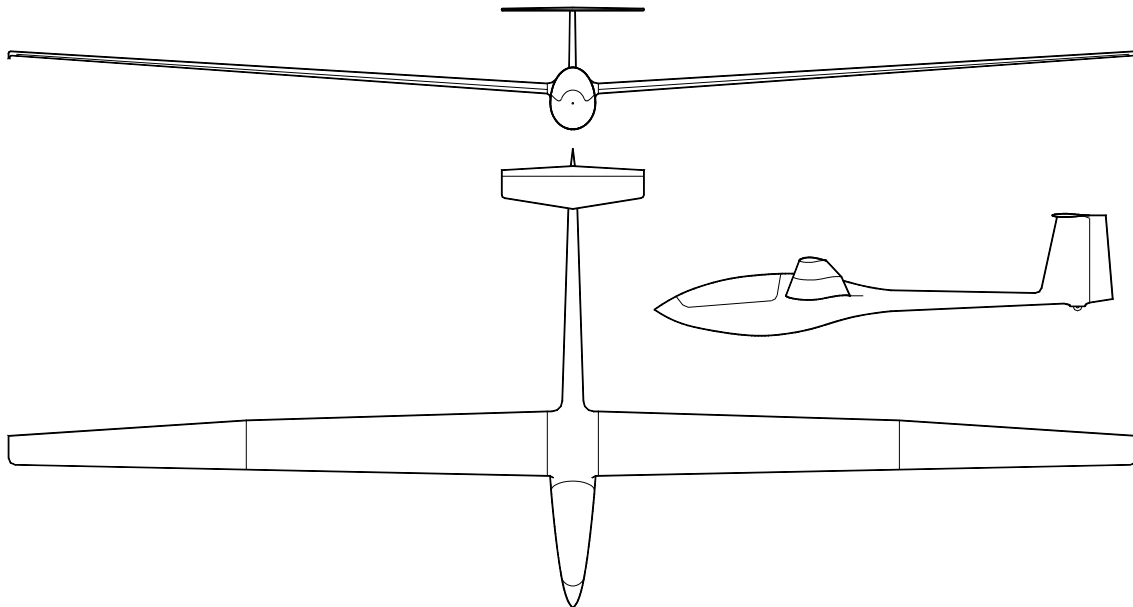


Figura 3 - Três vistas da aeronave PIK 20-B - escala 1:100

As polares de arrasto obtidas pelo procedimento proposto e pelo procedimento anterior, e a polar de arrasto experimental do planador PIK 20-B estão apresentadas na figura 4.

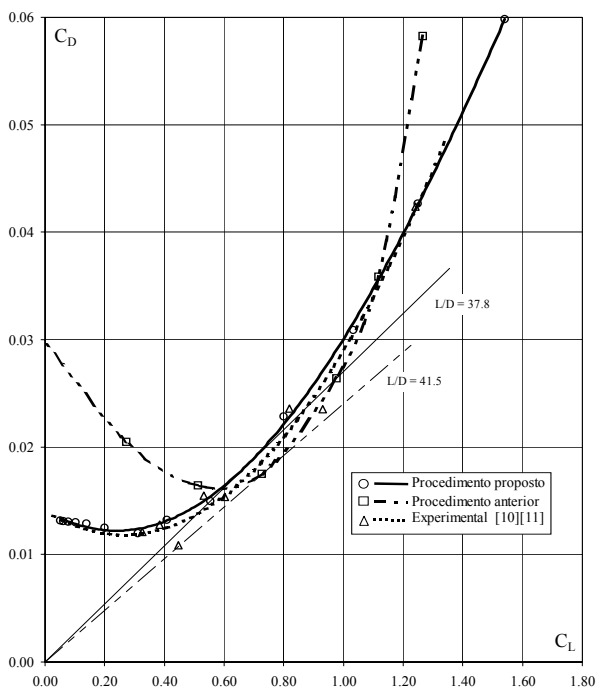


Figura 4 - Polar de arrasto da aeronave PIK 20-B

Para completar a interpretação e comparação dos resultados, na figura 5 apresenta-se as respectivas polares de velocidade (gráfico da velocidade de descida em função da velocidade de voo) da aeronave PIK 20-B.

Através das figuras 4 e 5, nota-se que a curva obtida com o procedimento proposto é bem mais próxima da curva experimental do que aquela obtida com o procedimento anterior.

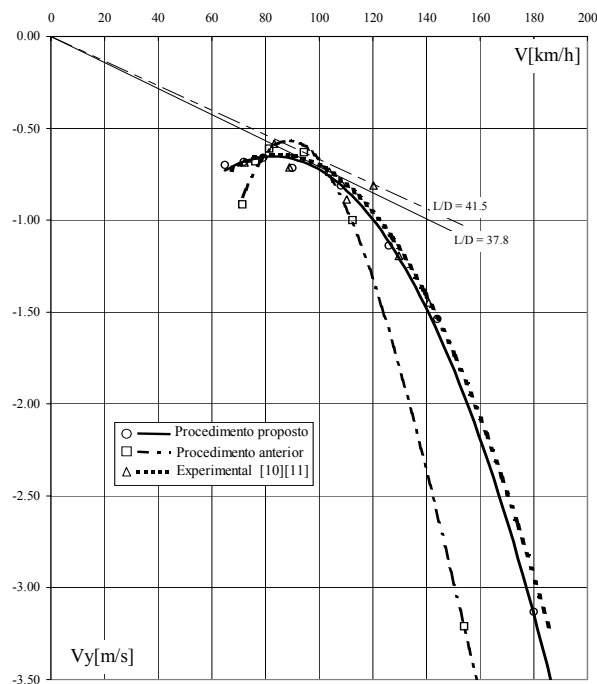


Figura 5 - Polar de velocidades da aeronave PIK 20-B

Nos ensaios efetuados com os planadores PIK 20-B ([10] e [11]), obteve-se para a máxima eficiência aerodinâmica o valor de $C_L/C_D = 39.2$. Comparando-se os valores para a eficiência aerodinâmica máxima obtidos

através dos dois procedimentos com o experimental, verifica-se que o valor obtido com o procedimento proposto (37.8) é conservativo, enquanto o valor obtido com o procedimento anterior (41.5) é otimista. Além disso, em relação ao valor experimental (39.2), o valor 37.8 é mais preciso do que 41.5.

Um aspecto interessante a se comentar é que a razão de máxima eficiência aerodinâmica fornecida pelo fabricante da aeronave PIK 20-B é de $C_L/C_D = 42$ [13], que corresponde ao arredondamento do valor obtido neste trabalho com o procedimento anterior (41.5).

Aparentemente, a aeronave PIK 20-B foi projetada com um procedimento de cálculo da polar de arrasto semelhante àquele que vinha sendo utilizado pelo CEA-UFG. De fato, trata-se de uma rotina de cálculo mundialmente muito difundida.

DETERMINAÇÃO DA POLAR DE ARRASTO DA AERONAVE CEA 109

Trata-se a aeronave CEA 109 (conforme tabela 2 e figura 6) de um planador de alta eficiência para instrução básica em desenvolvimento no CEA-UFG [12].

As polares de arrasto e de velocidade da aeronave CEA-109 foram determinadas utilizando-se o procedimento proposto e o procedimento anterior, conforme é apresentado nas figuras 7 e 8.

Nota-se uma diferença bastante significativa entre as duas curvas. Especificamente, para a razão C_L/C_D máxima obteve-se o valor de 31.5 com o procedimento proposto e de 33.0 com o procedimento anterior. A superestimativa do resultado obtido com o procedimento anterior em relação ao procedimento proposto, comparando-se com os resultados obtidos para o planador PIK 20-B, era de se esperar.

Tabela 2 - Características básicas do planador biplace de instrução CEA 109

Envergadura da asa	17.5 m
Comprimento da fuselagem	8.05 m
Área da asa	17.87 m ²
Alongamento	17.14
Peso vazio estimado	360 kgf
Peso máximo de decolagem	560 kgf
Perfis das asas	Raiz - FX61-184 Ponta - FX60-126
Envergadura da Empenagem Hor.	3.10 m
Área da Empenagem Horizontal	1.90 m ²

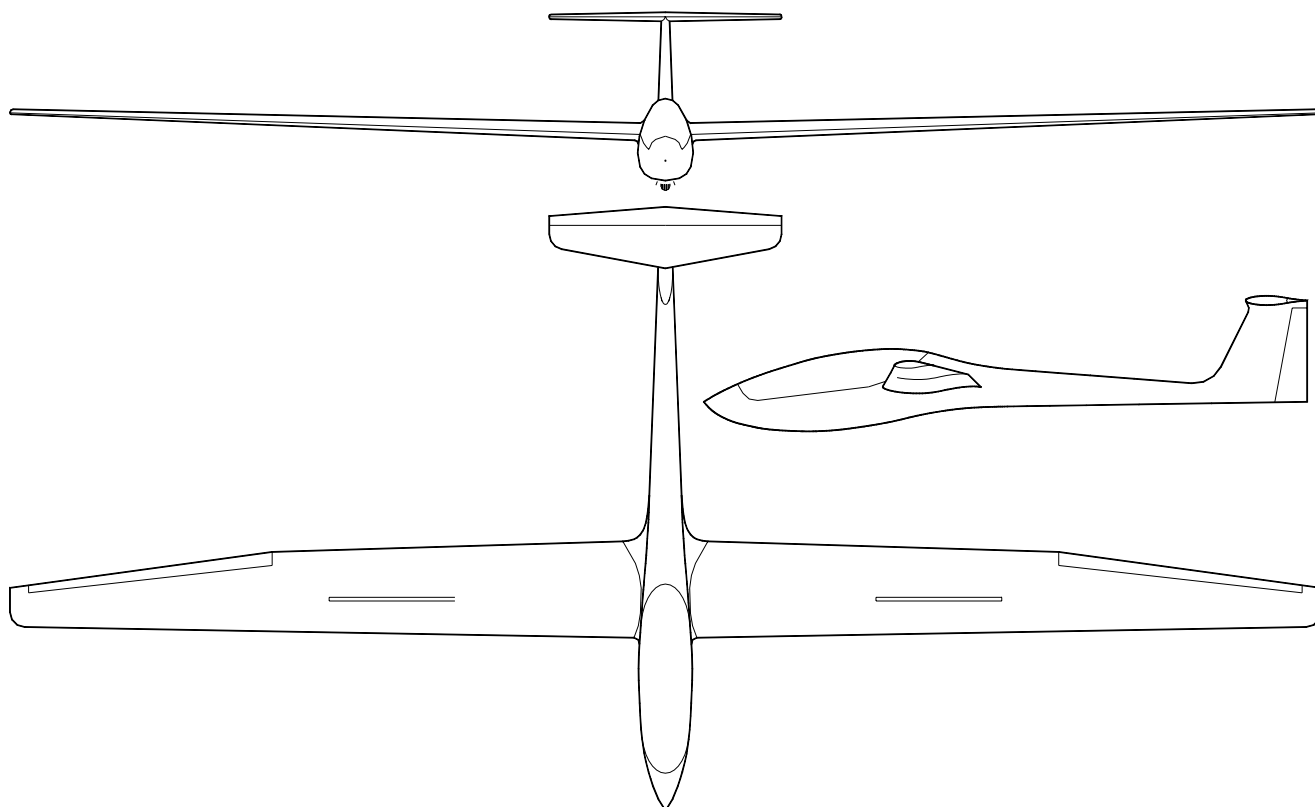


Figura 6 - Três vistas da aeronave CEA 109 - escala 1:100

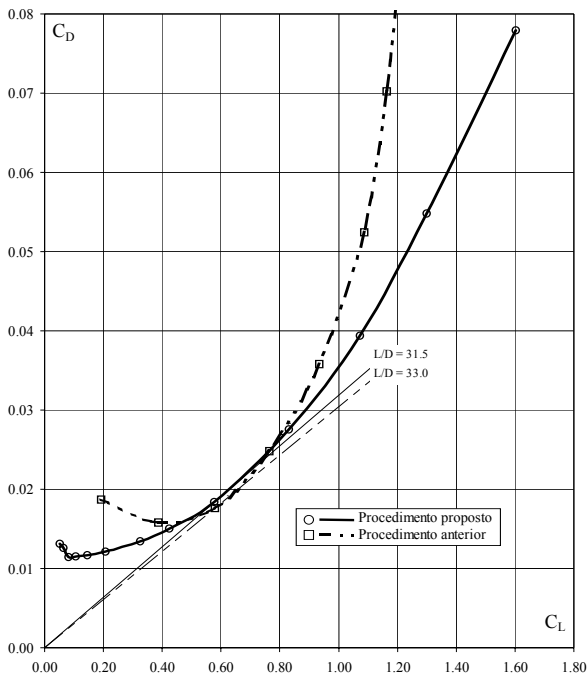


Figura 6 - Polar de arrasto da aeronave CEA 109

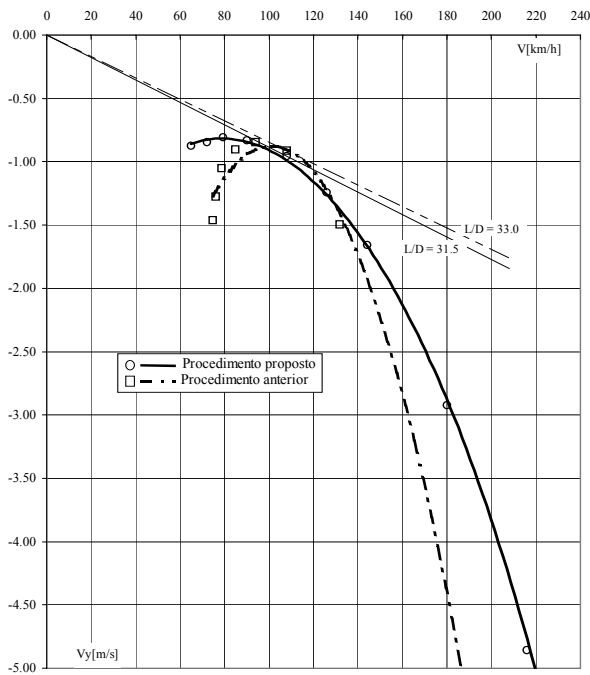


Figura 7 - Polar de velocidades da aeronave CEA 109

COMENTÁRIOS

Com relação aos resultados apresentados pode-se fazer os seguintes comentários:

i) Em relação aos resultados experimentais do planador PIK 20-B, os resultados obtidos pelo

procedimento proposto foram coerentes e visivelmente mais precisos do que aqueles fornecidos pelo procedimento anterior.

ii) Em relação à eficiência aerodinâmica máxima (C_L/C_D máximo) da aeronave PIK-20B, especificamente, o valor fornecido pelo procedimento proposto (37.8) está mais próximo do experimental (39.2) do que aquele obtido pelo procedimento anterior (41.5).

iii) Ainda em relação ao planador PIK 20-B, enquanto os resultados obtidos com o procedimento anterior superestimaram a razão C_L/C_D máxima, os resultados obtidos com o procedimento proposto foram conservativos.

iv) Para o planador CEA 109, os resultados obtidos pelo procedimento proposto prevêm a razão C_L/C_D máxima de 31.5, enquanto o procedimento anterior fornece 33.0. Por analogia aos resultados obtidos para o planador PIK 20-B, é de se esperar que o valor 31.5 para a razão C_L/C_D máxima seja uma estimativa conservativa e mais precisa do que o valor 33.0.

v) Atualmente, ferramentas computacionais modernas, não disponíveis anos atrás, permitem estimar com precisão satisfatória o comportamento de perfis aerodinâmicos bidimensionais para diferentes números de Reynolds. Este é um fator favorável ao procedimento proposto.

CONCLUSÃO

Apresentou-se um novo procedimento para cálculo aerodinâmico de aeronaves leves subsônicas. Trata-se de um aperfeiçoamento do procedimento que vinha sendo utilizado até o presente nos projetos do CEA-UFGM. Pelas considerações realizadas, é de se esperar que o novo procedimento forneça resultados mais precisos que o procedimento anterior. Resultados comparados com dados experimentais disponíveis na literatura para o planador PIK 20-B confirmaram esta expectativa. Resultados previstos para o projeto CEA 109, em andamento, de acordo com o novo procedimento, são mais conservativos (em torno de 5% para a razão C_L/C_D máxima) do que aqueles obtidos com o procedimento anterior. Espera-se que o novo procedimento seja útil, não apenas para os futuros projetos do CEA-UFGM, como também para projetos de novas aeronaves experimentais brasileiras em geral.

REFERÊNCIAS

[1] – Jones, M.; “Looking at the Future of General Aviation”; EAA Sport Aviation Magazine; Oshkosh; Volume 48 - n°4 - April 1999.

- [2] - Barros, C.P. de; "Projeto da Aeronave CB-7 - Vesper"; CETEC - MG; Belo Horizonte; 1987.
- [3] - Pullin, D.; "Aerodinâmica e Desempenho de Aviões"; CEA-UFMG; Belo Horizonte; 1976.
- [4] - Abbott, I.H.; Doenhoff, A.E. von; "Theory of Wing Sections"; Dover Publications Inc.; New York; 1959.
- [5] - Weise, A.; "Stuttgarter Profilkatalog I"; Institut für aerodynamik und gasdynamik der technischen hochschule Stuttgart; Stuttgart; 1972.
- [6] - Schlichting, H.; Truckenbrodt, E.; Ramm, H.J.; "Aerodynamics of the Airplane"; McGraw-Hill Inc.; New York; 1979.
- [7] - Hoerner, S.F.; "Fluid-Dynamic Drag"; publicação própria; Brick Town; 1965.
- [8] - Pinto, R. L. U. de; "Estabilidade e Controle dos Aviões"; CEA-UFMG; Belo Horizonte; 1998.
- [9] - Anderson, J.D. Jr.; "Fundamentals of Aerodynamics"; McGraw-Hill Inc.; New York; 1991.
- [10] - Johnson, R.H.; "A Further PIK-20B Flight Test Evaluation - Part I"; Soaring & Motorgliding; Soaring Society of America; Los Angeles; Volume 42 - nº7 - July 1978.
- [11] - Johnson, R.H.; "A Further PIK-20B Flight Test Evaluation - Part II"; Soaring & Motorgliding; Soaring Society of America; Los Angeles; Volume 42 - nº8 - August 1978.
- [12] - Barros, C.P. de; et alii ; "Projeto da Aeronave CEA 109"; CEA-UFMG; Belo Horizonte; 1998.
- [13] - Coates, A.; "Jane's World Sailplanes and Motor Gliders"; Janes's Publishing Company; London; 1980.

Além disso, a consideração da deflexão do profundor para equilíbrio longitudinal viabiliza a otimização da incidência da empenagem horizontal.

Em particular, a constante A_2 depende fortemente da incidência geométrica da empenagem horizontal. Através da otimização desta incidência, pode-se minimizar o arrasto da empenagem horizontal visando maximizar o desempenho aerodinâmico da aeronave. Isto se torna possível devido à consideração da equação 22 na determinação do arrasto da empenagem, conforme proposto no presente trabalho.

- vi) A comparação dos resultados obtidos pelo procedimento proposto com os resultados experimentais do planador PIK 20-B indicam que o procedimento fornece resultados muito realistas.