Revista Eletrônica
AeroDesign
Magazine

Seção Artigos Técnicos

Título do Artigo: Dedução das equações de equilíbrio para estudo do desempenho de aeronaves leves monomotoras operando em condição de voo reto e nivelado.

Revista Eletrônica AeroDesign Magazine
Volume 6 – Número 1 – 2014
ISSN – 2177-5907

2014

Revista Eletrônica AeroDesign Magazine

Dedução das equações de equilíbrio para estudo do desempenho de aeronaves leves monomotoras operando em condição de voo reto e nivelado

Cristiane de Paula Carvalho da Costa
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo
crisccosta95@gmail.com

Luiz Eduardo Miranda José Rodrigues
Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia de São Paulo
luizaerodesign@gmail.com

Resumo

Este artigo tem como objetivo apresentar a relação entre as forças atuantes em uma aeronave em condições de voo reto e nivelado, bem como a comprovação da mesma através das deduções de equações de equilíbrio com análise sobre importantes características de voo que interferem em seu desempenho.

Palavras-chave

Desempenho de aeronaves, forças atuantes em aeronaves, voo reto e nivelado.

1 – Introdução

No século XIX algumas tentativas foram feitas para produzir um avião que decolasse por meios próprios. Porém, a maioria deles era de péssima qualidade, construídos por pessoas interessadas em aviação, mas que não tinham os conhecimentos necessários para tal. De fato, a principal preocupação dos responsáveis pelo estudo aeronáutico da época, era simplesmente elevar ou impulsionar o avião do chão. O que acontecia quando o veículo já estava no ar, era visto como uma importância secundária.

Entretanto, com o passar dos anos, o desempenho de aeronaves passou a ser tratado como prioridade. Alguns questionamentos eram, e ainda são feitos sobre determinados projetos: qual poderia ser a maior velocidade alcançada da aeronave? Quão rápido ela pode subir a uma determinada altitude? Quão longe a aeronave pode ir? Quanto tempo ela permanecerá no ar? As respostas para essas e outras perguntas similares constitui o estudo de desempenho de uma aeronave.

2 – Fundamentação teórica

Para uma condição de voo reto e nivelado, são quatro as forças que atuam sobre uma aeronave: força de sustentação, força de arrasto, força de tração originada pela hélice e o peso da aeronave como mostra a Figura 1.

Figura 1 – Forças atuantes em uma aeronave na condição de voo reto e nivelado com velocidade constante [2].

A força de sustentação (L) é originada pela diferença de pressão existente entre o intradorso (parte inferior) e extradorso (parte superior) da asa. Representa a maior qualidade da aeronave e é a responsável por garantir o voo. Ela é perpendicular à direção do vento relativo e deve ser grande o suficiente para equilibrar o peso da aeronave e desse modo permitir um voo seguro.

A força de arrasto (D) se opõe ao movimento da aeronave e é paralela à direção do vento relativo. O maior desafio do projetista é reduzir o quanto possível essa força uma vez que é impossível eliminá-la. Sua redução melhora a eficiência aerodinâmica da aeronave.

A força de tração (T) é responsável por impulsionar a aeronave durante o voo. Tem por principal finalidade vencer a força de arrasto e está direcionada na direção de voo da aeronave.

O peso (W) representa uma força gravitacional direcionada verticalmente para baixo, existente em qualquer corpo nas proximidades da Terra e a única forma de obter voo é garantir uma força de sustentação igual ou maior que o peso.

Como em uma condição de voo reto e nivelado a velocidade é constante, a formulação matemática para relacionar as quatro forças existentes pode ser obtida por meio das equações de equilíbrio da estática, no qual:

$$T = D \quad \text{(Eq.1)}$$

$$L = W \quad \text{(Eq.2)}$$

As equações (1) e (2) representam a condição de equilíbrio para uma aeronave em voo reto e nivelado com velocidade constante.

3 – Metodologia

As quatro forças citadas anteriormente estão presentes em todos os cálculos que compreendem o estudo do desempenho de uma aeronave e intrinsecamente relacionadas entre si. Para se manter voo com velocidade constante a força de arrasto é balanceada pela tração e a força de sustentação é balanceada pelo peso. A relação entre essas variáveis representa um ponto fundamental para a definição da capacidade de voo da aeronave para voo reto e nivelado com velocidade constante através da determinação das curvas de tração disponível e requerida.

A tração disponível representa o quanto de empuxo a hélice em uso é capaz de fornecer para aeronave. Sua análise é realizada a partir de aplicações de conceitos que vão desde uma modelagem teórica, até uma análise prática com utilização de dinamômetros, softwares específicos etc. A tração requerida representa o quanto de empuxo é necessário para se manter o voo em uma determinada velocidade e depende diretamente das quatro forças que atuam sobre a aeronave. Como visto anteriormente, a força de tração tem a finalidade de vencer o arrasto. Assim a partir da equação (1) tem-se:

$$T_R = D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D \quad \text{(Eq. 3)}$$

De forma análoga, vimos que a única forma de obter voo é garantir uma força de sustentação igual ou maior que o peso. Dessa forma, a partir da equação (2) tem-se:

$$W = L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L \quad \text{(Eq. 4)}$$

Dividindo-se a Equação (3) pela (4), tem-se:

$$\frac{T_R}{W} = \frac{D}{L} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_D}{1/2 \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_L} \quad \text{(Eq. 5)}$$

Resultando em:

$$\frac{T_R}{W} = \frac{C_D}{C_L} \quad \text{(Eq. 5a)}$$

Assim, a tração requerida para se manter o voo da aeronave em uma determinada velocidade é:

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} \quad \text{(Eq. 6)}$$

4 – Exemplo da explicação da teoria apresentada.

A partir da análise da Equação (6), é possível perceber que a tração requerida de uma aeronave é inversamente proporcional à sua eficiência aerodinâmica (CL/CD) e diretamente proporcional ao peso. Em outras palavras, quanto maior o peso da aeronave, maior deve ser a tração requerida e quanto maior a eficiência aerodinâmica para um determinado peso menor será a tração requerida. Como forma de se obter um panorama geral das qualidades de desempenho da aeronave, geralmente as curvas de tração requerida e disponível são representadas em um mesmo gráfico como mostra a Figura 2.

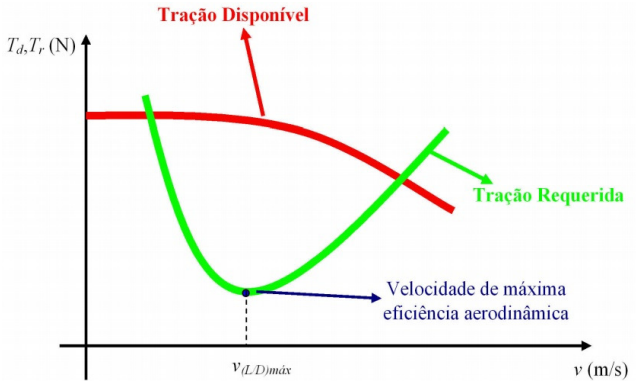

Figura 2. Representação genérica da curva de tração requerida de uma aeronave em função da velocidade de voo, [2].

Pelo gráfico, é possível notar que o ponto de mínima tração requerida representa a velocidade de voo que proporciona a maior eficiência aerodinâmica.

Para facilitar a visualização do tema proposto neste artigo, considere uma aeronave com um peso máximo de decolagem igual a 16000 N, com um voo realizado em condições de atmosfera padrão ao nível do mar para uma faixa de velocidades variando de 100 Km/h até 450 Km/h com incrementos de 50 Km/h. Consideremos a variação da tração disponível em função da velocidade dada na Tabela 1 a seguir.

Tabela 1. Tração disponível da Aeronave

V (m/s)	Td (N)
27,78	3789,6
41,67	3622,2
55,56	3403
69,44	3143,9
83,33	2820,1
97,22	2460,2
111,11	2056,7
125,00	1610,7

Para a obtenção da tração requerida, é necessária a determinação da polar de arrasto e dos arrastos parasita e induzido. Tendo em vista que o tema deste artigo é apenas a definição das equações de equilíbrio no voo reto e nivelado, os aspectos aerodinâmicos da determinação da polar de arrasto não serão apresentados e para a solução do exemplo proposto, a Tabela 2 mostra os resultados obtidos com a aplicação das equações propostas para as condições propostas pelo exemplo.

Tabela 2. Tração Requerida da aeronave

V (Km/h)	V (m/s)	D0 (N)	Di (N)	TR (N)
100	27,78	130,3571	2149,348	2279,705
150	41,67	293,3035	955,2656	1248,569
200	55,56	521,4284	537,3369	1058,765
250	69,44	814,7319	343,8956	1158,628
300	83,33	1173,214	238,8164	1412,03
350	97,22	1596,875	175,457	1772,332
400	111,11	2085,714	134,3342	2220,048
450	125,00	2639,731	106,1406	2745,872

O gráfico da Figura 3 mostra os resultados obtidos.

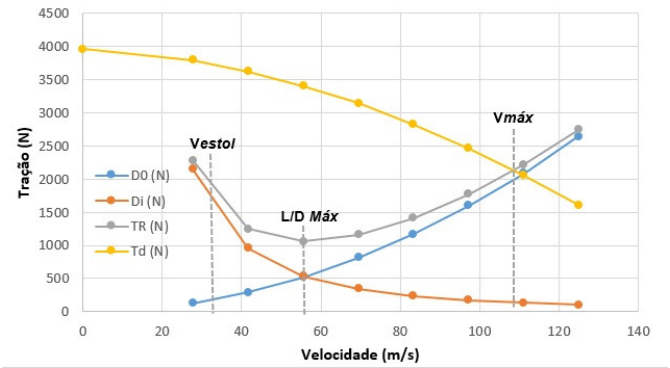

Figura 3. Representação das curvas de tração disponível e requerida da Aeronave, [Própria].

Analisando as curvas na aplicação do exemplo, nota-se que para a velocidade de mínima tração requerida, a aeronave é capaz de realizar voo com a máxima eficiência aerodinâmica, com a relação (L/D) assumindo seu valor máximo. É possível perceber que nesta situação a força de arrasto parasita é igual a força de arrasto induzido. Isso quer dizer que a máxima relação (L/D) ocorre exatamente no ponto de intersecção das curvas D0 e Di. Logo, para se obter uma condição de mínima tração requerida da aeronave tem-se:

$$D_0 = D_i \qquad \text{(Eq. 7)}$$

Um voo realizado em uma situação de mínima tração requerida representa, em uma aeronave com propulsão a hélice, um voo realizado para uma condição de máximo alcance, ou seja, voar em uma condição que propicie a maior distância percorrida antes que o combustível da aeronave termine.

5 – Conclusões

Este artigo procurou apresentar uma síntese de estudo do desempenho de uma aeronave em condição de voo reto e nivelado com velocidade constante através de uma análise dos principais parâmetros de voo, bem como a relação entre as forças atuantes em uma aeronave e a comprovação das mesmas a partir das deduções das equações de equilíbrio e a avaliação das curvas de tração disponível e requerida. É importante salientar que desempenho de aeronaves é uma área muito vasta de estudo e que abrange vários outros tópicos além do citado neste artigo e tem como pré-requisito o conhecimento na área aerodinâmica. Uma análise bem feita do desempenho de uma aeronave é um fator principal para todo e qualquer projeto de aeronave, sendo essencial para o seguimento do mesmo e para um alcance bem sucedido dos objetivos traçados.

6- Referências

[1] ANDERSON, JOHN. D. Introduction to Flight. 3ª Ed, McGraw-Hill, Inc. New York 1989.

[2] RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. Fundamentos da engenharia Aeronáutica. 1 ed, São Paulo: Cengage Learning, 2013.