



Determinação da Carga Útil Transportada de uma Aeronave Cargueira Monomotora AeroDesign através da Análise das Forças Atuantes Durante a Decolagem

A Method of Determination of Payload of a AeroDesign Single-Engine Cargo Aircraft by Analysis of Forces Acting During Takeoff

Rodrigo Rodrigues Nogueira¹

Dorgival Albertino da Silva Júnior²

Resumo: O presente trabalho trata da modelagem do comportamento de decolagem de uma aeronave cargueira monomotora do tipo AeroDesign, o que permite a obtenção da carga total a ser transportada e a velocidade obtida pela mesma no instante da decolagem. Realizou-se uma análise de forças e carregamentos ao longo do percurso da decolagem e considerou-se parâmetros impostos pela norma *FAR part 23 section 51 – Takeoffspeds*, da *Federal Aviation Regulations* (FAR's). Como forma de validação do modelo, foram utilizados os parâmetros da aeronave utilizada pela Equipe de AeroDesign Acceptor AeroDesign SAE, da Universidade Federal Rural do Semi-Árido, na XVII Competição SAE Brasil de AeroDesign, a qual teve sua capacidade de carga aferida em testes de voo.

Palavras-chave: Aeronave; AeroDesign; Carga total; Decolagem.

¹ UFERSA – Universidade Federal Rural do Semi-Árido

² UFERSA – Universidade Federal Rural do Semi-Árido

Abstract: This paper deals with the modeling of takeoff behavior of a single-engine AeroDesign cargo aircraft, which allows obtain the total load to be transported and the speed obtained by the same at the time of takeoff. Was made an analysis of forces and charges along the takeoff path and considered parameters imposed by the standard FAR part 23 section 51 - Takeoffspeds, of the Federal Aviation Regulations (FAR's). As a way of validating the model, the aircraft parameters were used used by AeroDesign team Acceptor AeroDesign SAE, of Universidade Federal Rural do Semi-Árido, in XVII Competição SAE Brasil de AeroDesign, which had its carrying capacity measured in flight tests.

Keywords: Aircraft; AeroDesign; Total cargo; Takeoff.

1. Introdução

O conhecimento do comportamento de uma aeronave durante os momentos que precedem o voo, seja esta uma aeronave convencional ou AeroDesign, se faz necessário pois através dos dados de forças atuantes e de suas análises é possível informar se o voo em determinada distância, com a aeronave transportando determinado valor de carga é possível ou não, assim otimizando tentativas de voos válidos e com segurança. Através dessas informações também se torna possível estimar o limite mínimo de pista para decolagem, assim garantindo que o voo seja realizado de forma ideal dentro dos parâmetros estabelecidos para uma aeronave convencional, ou a fim de cumprir metas de competição no caso de AeroDesign's. A partir da análise de forças atuantes na aeronave nos momentos que precedem o voo, através de projeto aerodinâmico, análise do grupo motopropulsor e das forças aplicadas por elementos externos, como a força peso e o atrito é possível estimar a carga máxima que a aeronave é capaz de carregar através da obtenção de uma equação que envolva tais parâmetros e a distância necessária para decolagem. O objetivo geral deste trabalho é descrever o desempenho, durante a decolagem, de uma aeronave cargueira monomotora, que possa ser aplicado a uma aeronave AeroDesign para competição, com dimensões e configurações conhecidas, tornando possível a obtenção da capacidade de carga máxima.

2. Metodologia

Foram analisadas as forças que atuam sobre a aeronave no momento exato que precede a decolagem. A Figura 1 a seguir mostra as forças atuantes na aeronave desenvolvida pela Equipe de AeroDesign Acceptor AeroDesign SAE, da Universidade Federal Rural do Semi-Árido, para a XVII Competição SAE Brasil de AeroDesign.

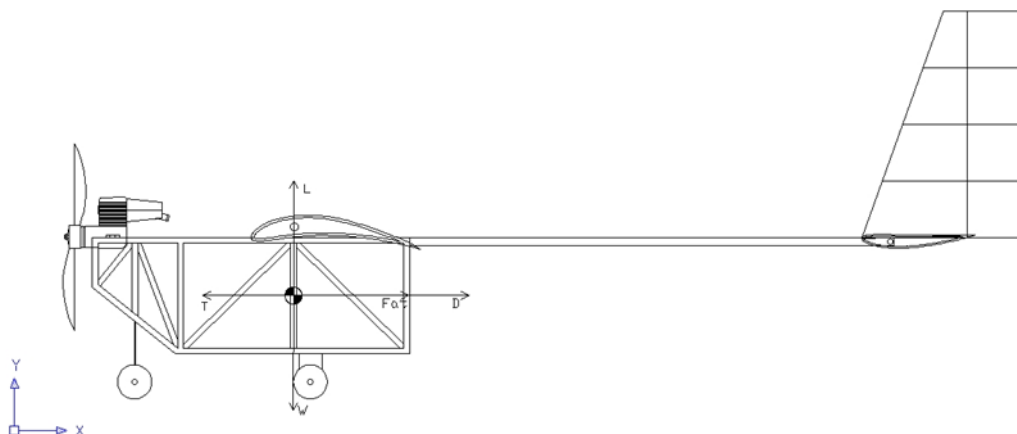


Figura 1: Forças atuantes na aeronave AeroDesign.

O método proposto consiste na comparação entre a velocidade final de decolagem obtida através da análise de esforços e a velocidade de decolagem estabelecida pela norma *FAR part 23 section 51 - Takeoff speeds*, da *Federal Aviation Regulations (FAR's)*, que determina que esta seja 20% maior que a velocidade de estol da aeronave (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2011). A velocidade de estol é a velocidade mínima com que a aeronave consegue se manter em voo reto e nivelado. Uma vez que estas velocidades convergem, a carga a ser transportada pela aeronave é obtida de forma direta.

Para determinação das forças que estão atuando na aeronave no momento da decolagem e a influência destas sobre a aeronave, é necessária uma análise destas quanto ao escoamento no fluido, uma vez que as forças aerodinâmicas são oriundas do escoamento. As principais forças aerodinâmicas a serem estudadas no projeto aeronáutico se dividem em força de sustentação e força de arrasto. A fim de se obter a partir do escoamento de um fluido uma força aerodinâmica conhecida, são utilizados perfis aerodinâmicos para compor superfícies aerodinâmicas, como asas e aerofólios.

Os perfis aerodinâmicos são elementos bidimensionais, os quais dão forma às superfícies sustentadoras e que possuem coeficientes de sustentação c_l e coeficientes de arrasto c_d , adimensionais, atrelados à suas características geométricas. Progressos recentes na técnica de testes com modelos e nas capacidades computacionais tornaram possível projetar aerofólios com seções que desenvolvem elevada sustentação ao mesmo tempo em que mantém o arrasto muito baixo, quando submetidos a um baixo valor de Número de Reynolds, os *high lift low Reynolds number airfoils* (RIBEIRO, 2002).

A força de sustentação pode ser calculada através da equação 1, originada pela ação da pressão dinâmica sobre as dimensões e forma da asa.

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

Onde:

L = sustentação (N)

ρ = densidade do ar (Kg/m³)

V = velocidade (m/s)

S = Área de asa (m²)

C_L = coeficiente de sustentação total da aeronave.

O valor de máximo coeficiente de sustentação C_{Lmax} pode ser aproximado a partir da relação entre os coeficientes angular das curvas da asa (a) e do perfil aerodinâmico (a_0) e do coeficiente de sustentação máximo característico do perfil aerodinâmico ($c_{lmaxperfil}$) (RODRIGUES, 2014). Esta relação é apresentada pela equação 2.

$$C_{Lmax} = \frac{a}{a_0} c_{lmaxperfil} \quad (2)$$

Para o profundor, a parte móvel do estabilizador horizontal da empennagem da aeronave, o cálculo do C_L é realizado através da equação 3. É realizado da mesma forma que para a asa, porém é adicionado a este um fator de correção que corresponde à relação entre área do profundor ($S_{profundor}$) e área de asa.

$$C_L = C_{Lasa} - C_{Lprofundor} \frac{S_{profundor}}{S} \quad (3)$$

A força total de arrasto é obtida pela equação 4, que se assemelha a utilizada para cálculo da força de sustentação:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4)$$

Onde:

D = Força de arrasto (N)

ρ = densidade do ar (Kg/m³)

V = velocidade (m/s)

S = Área de asa (m²)

C_D = Coeficiente de arrasto total da aeronave

O coeficiente total de arrasto da aeronave, apresentado na equação 5, é calculado a partir da soma dos arrastos induzidos C_{Di} , dos componentes da aeronave que apresentam sustentação considerável (asa, profundor), e do arrasto parasita C_{D0} .

$$C_D = C_{Di} + C_{D0} \quad (5)$$

40% do arrasto parasita ocorre devido ao escoamento laminar e 60% devido ao escoamento turbulento (ANDERSON, 1999). Desta forma, C_{D0} pode ser calculado através da equação 6.

$$C_{D0} = (0,4C_{FLam} + 0,6C_{FTurb}) \frac{S_{mol}}{S} \quad (6)$$

Onde:

C_{FLam} = Coeficiente de fricção para escoamento laminar

C_{FTurb} = Coeficiente de fricção para escoamento turbulento

S_{mol} = Área molhada (m²)

S = Área de asa (m²)

Os coeficientes de fricção podem ser determinados através das fórmulas das equações 7 e 8, com relação ao número de Reynolds Re e número de Mach M .

$$C_{FLam} = \frac{1,328}{Re^{0,5}} \quad (7)$$

$$C_{FTurb} = \frac{0,455}{[\log(Re)]^{2,58} (1 + 0,144M)^{0,65}} \quad (8)$$

O coeficiente de arrasto induzido C_{Di} é dependente da geração de sustentação gerada e da razão de aspecto AR . O cálculo é apresentado na equação 9.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} \quad (9)$$

O fator de eficiência de Oswald e_0 é utilizado no dimensionamento dos coeficientes de arrasto induzido. Muitos autores fornecem expressões para a eficiência de Oswald para o design de aeronaves. Outros apresentam soluções empíricas, oriundas de dados de túnel de vento, ou por amostragem, por um design virtual e utilizando regressões (SCHOLZ, 2012). Uma das formas de se determinar o fator de eficiência de Oswald para asas com baixo alongamento ($2,27 < AR < 4$) que é o caso de superfícies de controle, como o profundor, é a expressa por Raymer (1992) na equação 10.

$$e_0 = 1,78 * (1 - 0,045 * AR^{0,68}) - 0,64 \quad (10)$$

A equação 11 trata-se do coeficiente total de arrasto C_D .

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi e_0 AR} \quad (11)$$

É comum encontrar na literatura autores denominando o termo $\frac{1}{\pi e_0 AR}$ como uma constante K .

A tração disponível representa o quanto de empuxo a hélice é capaz de fornecer à aeronave (RODRIGUES, 2009) e esta varia com a velocidade da aeronave. Segundo Brandt e Selig (2011) há melhoria de desempenho aerodinâmico com o aumento da velocidade da hélice operando com números de Reynolds baixos baseada na corda da hélice (50000 – 100000). A curva de tração disponível é descrita pela equação 12, através da relação entre os coeficientes de segunda ordem A e coeficiente independente B , velocidade e densidade do escoamento local ρ e ao nível do mar ρ_0 .

$$T = (AV^2 + B) \frac{\rho}{\rho_0} \quad (12)$$

3. Resultados e Discussão

Determinando-se as equações do movimento para as forças são obtidas as equações que descrevem o comportamento da aeronave. A velocidade final de decolagem está relacionada às forças atuantes na aeronave de forma diretamente proporcional, assim como ao peso total W . A análise de forças é descrita pela equação 13.

$$\Sigma F_y = 0 \quad (13)$$

Assim,

$$F_N = W - \left(\frac{1}{2}\rho V^2 S C_L\right) \quad (14)$$

$$\Sigma F_x = ma \quad (15)$$

$$ma = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0}\right) + \left[\frac{1}{2}\rho S(\mu C_L - C_D)\right] \right\} V^2 + \left(B \frac{\rho}{\rho_0}\right) - (\mu W) \quad (16)$$

O fator μ representa o coeficiente de atrito cinético entre o trem de pouso da aeronave e o solo. A aceleração apresentada é denominada aceleração convectiva. Considerando o escoamento unidimensional e em regime permanente, pode-se reescrever esta sentença na forma da equação 17.

$$a = V \frac{dV}{ds} \quad (17)$$

Substituindo este parâmetro na equação 16, obtém-se a equação 18:

$$m \frac{dV}{ds} = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0}\right) + \left[\frac{1}{2}\rho S(\mu C_L - C_D)\right] \right\} V + \left[\left(B \frac{\rho}{\rho_0}\right) - (\mu W) \right] V^{-1} \quad (18)$$

Para fins de simplificação e melhor entendimento, pode-se determinar as equações 19 e 20:

$$C_1 = \left\{ \left(A \frac{\rho}{\rho_0}\right) + \left[\frac{1}{2}\rho S(\mu C_L - C_D)\right] \right\} \quad (19)$$

$$C_2 = \left[\left(B \frac{\rho}{\rho_0}\right) - (\mu * W) \right] \quad (20)$$

Desta forma tem-se:

$$m \frac{dV}{ds} = C_1 V + C_2 V^{-1} \quad (21)$$

O método utilizado para determinar uma solução direta para a equação diferencial acima foi o método de integração por substituição. A solução é apresentada a seguir pela equação 22.

$$s_0 = \frac{W}{2gC_1} \ln \left| \frac{C_1 V_f^2 + C_2}{C_1 V_0^2 + C_2} \right| \quad (22)$$

As configurações físicas e geométricas calculadas para o modelo AeroDesign utilizado na aplicação do método desenvolvido neste trabalho estão descritas na Tabela 1.

Tabela 1: Dados iniciais da aeronave

Variáveis	Valores
AR_prof	2,7
S_prof (m ²)	0,108
S_asa (m ²)	0,72
AR_asa	8
massa_vazio(kg)	4,11
S_mol (m ²)	2,7
perfil_asa	Eppler 423
perfil_prof	NACA 23012
CD	0,184
CL_max	1,8463
CDi	0,163
CDi_prof	0,000998
CDi_asa	0,162
CD0	0,0206
CL_maxprof	0,0912
CL_maxasa	1,94

A partir da solução encontrada para determinação da distância para decolagem em função das forças atuantes sobre a aeronave, atribuindo valores de peso da aeronave obtém-se a velocidade final de acordo com as forças exercidas, como demonstra a equação 23.

$$V_f = \left(\frac{\left[(C_1 v_0^2 + C_2) \exp\left(\frac{2gC_1 s_0}{W}\right) \right] - C_2}{C_1} \right)^{1/2} \quad (23)$$

A velocidade de decolagem é determinada seguindo a norma regulamentadora FAR *part 23 section 51 – Takeoffspeeds*, estabelecida pela *Federal Aviation Regulations (FAR's)*, onde estabelece que a velocidade de decolagem deva ser no mínimo 20% maior que a velocidade de estol. Abaixo segue a equação 24 da velocidade de estol (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2011).

$$V_{estol} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad (24)$$

A determinação da capacidade de carga máxima da aeronave é feita a partir da convergência entre os valores de velocidade final da aeronave V_f e a velocidade de decolagem V_{decol} . São atribuídos valores máximos de coeficientes de sustentação C_{Lmax} e arrasto C_{Dmax} para obtenção de valores máximos de C_1 e C_2 . Esta convergência é obtida a partir da variação do parâmetro peso W , onde este terá seu valor de máximo W_{max} quando os valores de V_f e V_{decol} convergirem.

O método para determinação de capacidade de carga máxima apresentado foi aplicado a aeronave *Acceptor 2015*, apresentada na Figura 2, desenvolvida pela equipe *Acceptor Aerodesign*

para a XVII Competição SAE BRASIL AeroDesign 2015. Utilizou-se dados de voo realizado registrados como resultados da competição.



Figura 2: AeroDesign Acceptor 2015 (FUJIKI, 2015)

Foram obtidos valores de velocidade final de decolagem calculada através da análise de cargas e esforços, e velocidade de decolagem estabelecida pela norma FAR *part 23 section 51 – Takeoff speeds*, $V = 14,9096$ m/s. A Figura 3 demonstra o comportamento destas velocidades em função da carga, até a carga máxima transportada.

O valor de carga máxima encontrado utilizando o critério de convergência das velocidades obtidas e aplicando-as em algoritmo desenvolvido no software SciLab® foi de $W_{max} = 112,88$ N (11,5067 Kg). Subtraído o peso da aeronave Acceptor 2015 que é de 40,908 N (4,110 Kg) obtem-se o valor de carga máxima transportada $m = 7,3966$ Kg. A Figura 3 apresenta o comportamento da velocidade de decolagem em função da carga transportada e o ponto de convergência, onde é definida a carga máxima transportada.

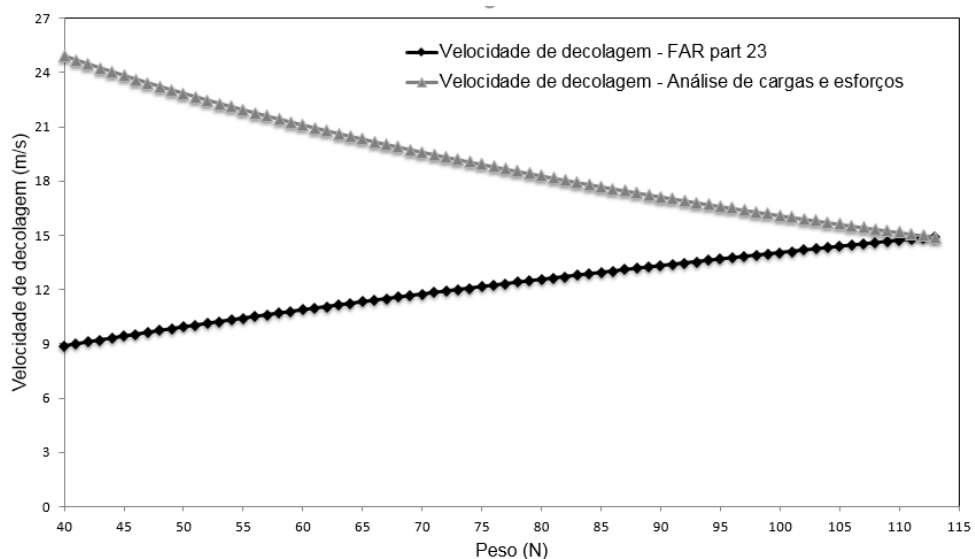


Figura 3: Velocidade de decolagem em função da carga transportada.

Os valores obtidos através do algoritmo feito no SciLab® estão dispostos na tabela 2 mostrada a seguir.

Tabela 2: Valores obtidos através do método proposto utilizando o algoritmo escrito em SciLab®.

Variáveis	Valores
W_{max} (N)	112,88
m (Kg)	7,3966
Vf (m/s)	14,9096
V_decol(m/s)	14,9096
Erro	0,00036

4. Conclusão

O conceito apresentado é uma análise das forças e carregamentos atuantes em uma aeronave cargueira leve monomotorada no momento da decolagem, visando a determinação da velocidade de decolagem e comparando-a, através de método iterativo, com a velocidade de decolagem mínima estipulada pela norma regulamentadora FAR *part 23 section 51*, com o objetivo principal de determinar a capacidade de carga paga máxima da aeronave. Para aplicação e teste do método apresentado, este foi aplicado ao AeroDesign Acceptor 2015. O método utilizado cumpriu o que lhe foi proposto, sendo considerado este válido.

Obteve-se equação de velocidade final de decolagem em função dos parâmetros componentes das forças atuantes e assim tornou-se viável a determinação do parâmetro carga máxima.

O valor de carga máxima transportada pela aeronave Acceptor 2015 na 17ª Competição SAE BRASIL AeroDesign 2015 Categoria REGULAR, ocorrida entre 29 de Outubro e 1 de Novembro em São José dos Campos – SP, em sua melhor bateria de voo foi de $m = 7,110$ Kg, representando, este valor, 96,12% da carga máxima transportada calculada pelo método apresentado. O voo realizou-se em condições desfavoráveis, com umidade alta e com ausência de vento de pista. A figura 4 apresenta o comparativo entre o valor de carga transportada calculada e o valor de carga transportada real.

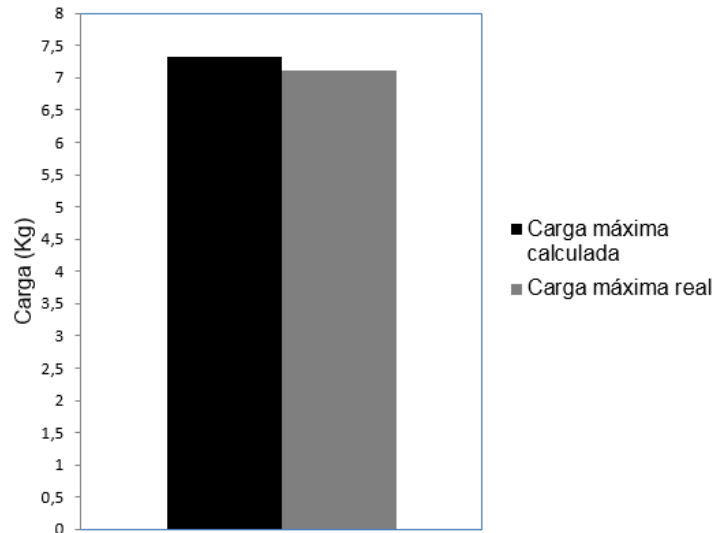


Figura 4: Valores de Carga Calculada e Carga Real.

Os resultados de capacidade de carga máxima fornecidos pelo método utilizado neste trabalho foram comparados com dados de capacidade de carga máxima obtidos em voo realizado durante a competição SAE AeroDesign. Esta comparação demonstra a influência e confiabilidade da aplicação do fator de segurança imposto pela *Federal Aviation Regulations* (FAR's) na velocidade de estol para se obter a velocidade de decolagem.

A diferença entre os valores de capacidade de carga máxima estimada por este trabalho e capacidade de carga máxima obtida em voo pode estar vinculada a perdas de eficiência aerodinâmica devido ao processo construtivo; aos dados experimentais de atrito e tração do motor, uma vez que estes são obtidos de forma empírica; e a fatores que influenciam no voo como densidade e temperatura do ar, e variações na velocidade do vento.

Com a obtenção da carga máxima, são obtidas por consequência as velocidades de decolagem e de estol. As velocidades encontradas com a aplicação da metodologia proposta por este trabalho à aeronave da equipe Acceptor apresentaram valores dentro dos padrões para uma aeronave AeroDesign e aproximados ao valor estimado em projeto pela equipe.

5. Referências Bibliográficas

- ANDERSON, JOHN. D. **Aircraft performance and design**, New York. McGraw-Hill, Inc. 1999.
- BRANDT, J. B., SELIG, M. S. Propeller performance data at low Reynolds Numbers. In: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 49., 2011, **Anais...** Orlando, Urbana: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2011, 18p.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Advisory circular:** Flight test guide for certification of part 23 airplanes. US Department of Transportation. 2011.
- FUJIKI, S. **Aeronave AeroDesign Acceptor 2015**. 2015. 1 fotografia.

RAYMER, D.P. **Aircraft design – a conceptual approach**. 2. ed., Washington, DC, American institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.

RIBEIRO, D. E. Simulação numérica de aerofólios de alta sustentação. In: Congresso Nacional dos Estudantes de Engenharia Mecânica, IX, 2002, Itajubá, **Anais...** Florianópolis, 2002.

RODRIGUES, L. E. M. J. Método analítico para o traçado da curva polar de arrasto de aeronaves leves subsônicas aplicações para a competição Sae-Aerodesign. In: Simpósio Internacional de Ciências Integradas da UNAERP Campus Guarujá, 2009, Jundiaí, **Proceedings...** São Paulo, 2009.

RODRIGUES, Luiz. **Fundamentos da engenharia aeronáutica com aplicações ao projeto sae-aerodesign: aerodinâmica e desempenho**, EBook, 2014. Disponível em <<http://www.engbrasil.eng.br>> Acesso em 28/04/2016.

SCHOLZ, M. N. D. Estimating the Oswald Factor from basic aircraft geometrical parameters. In: Deutscher Luft-und Raumfahrtkongress, 2012, Berlin, **Anais...** Hamburg, 2012.