

Metodologia de Análise de Desempenho de uma Aeronave de pequeno porte para a Competição SAE Brasil Aerodesign

RENAN ARAÚJO JANZEN
NEILSON LUNIERE VILAÇA

Acadêmicos de Engenharia
Universidade do Estado do Amazonas – UEA

ANTONIO CLAUDIO KIELING
MARCOS DANTAS DOS SANTOS

Professores de Engenharia Mecânica
Universidade do Estado do Amazonas – UEA

EMILE DIANA MENDES DE AZEVEDO

SANCHES ISMAEL DE OLIVEIRA
YOKO LUCILA TAKANO E SILVA

Acadêmicos de Engenharia
Universidade do Estado do Amazonas – UEA

Abstract

This work aims to present a methodology for performance analysis for light aircraft. Based on well-known references of aeronautical engineering and standards, the theoretical reference presents the concepts of calculation for each particular phase of flight in which the airplane is, adding to the calculations and tests performed with the powerplant. The methodology used takes into account the suggested steps for the aircraft design, where the input data are present in the preliminary design, according to the characteristics intended in the conceptual stage in order to select the best powertrain combination that meets the requirements of the competition and deliver the best performance for the aircraft. The use of EXCEL and MATLAB software for data calculation and iterations is essential for the correct observance and evaluation of the obtained results. A comparative table and graphs will be elaborated for a better

visualization of the efficiency and behavior of each powertrain in order to obtain the best levels of performance according to performance calculations, observing their occurrence through bench test. Lastly, the best performing engine and propeller selection will be used.

Resumo

Este trabalho tem como objetivo a apresentação de uma metodologia para a análise de desempenho para aeronaves leves. Baseado em referências conceituadas de engenharia aeronáutica e normas, o referencial teórico apresenta os conceitos de cálculo para cada particularidade de fase de voo em que o avião se encontra, somando se aos cálculos e testes executados com o sistema motopropulsor. A metodologia utilizada leva em consideração as etapas sugeridas para o projeto de aeronaves, onde os dados de entrada estão presentes no projeto preliminar, de acordo com as características pretendidas na etapa conceitual com o intuito de selecionar a melhor combinação motopropulsora que atenda aos requisitos da competição e gerem a melhor performance para a aeronave. A utilização de softwares EXCEL e MATLAB para cálculo de dados e iterações necessárias se faz fundamental para a correta observância e avaliação dos resultados obtidos. Uma tabela comparativa e gráficos serão elaborados para uma melhor visualização da eficiência e comportamento de cada conjunto motopropulsor visando obter os melhores níveis de performance de acordo com cálculos de desempenho, observando sua ocorrência através de teste de bancada. Por fim, a seleção de motor e hélice com o melhor desempenho será utilizada.

INTRODUÇÃO

Com o grande avanço da indústria aeronáutica, cada vez mais está sendo necessitado o desenvolvimento de pesquisas para o aperfeiçoamento de técnicas de projeto de uma aeronave. Dentro desse projeto, pode-se citar como alguns componentes de interesse a redução de custos e o aumento da eficiência. Um dos projetos abordados fortemente na atualidade são os veículos aéreos não tripulados, ou

VANTS. Seu porte pequeno e maior versatilidade, junto com um menor custo, trará grandes efeitos não apenas à aviação, mas como para a sociedade.

O trabalho tem como objetivo apresentar o projeto base de análise de desempenho de uma aeronave, sendo a análise feita em todas as fases de voo visando a competição SAE Brasil Aerodesign, para que a metodologia sirva de base para futuros projetos aeronáuticos.

A análise proposta pelo trabalho será delimitada tendo o foco em aeronaves de pequeno porte, não tripuladas e movidas por uma propulsão convencional motor-hélice.

O contexto do estudo será a metodologia utilizado pela equipe Urutau Aerodesign nas competições anteriores.

METODOLOGIA

O desenvolvimento do projeto se dará de uma forma dedutiva, pois ocorrerá uma análise partindo de princípios gerais, logo após é feita a verificação de maneira conclusiva de um caso em específico, através de uma análise estatística dos dados obtido em procedimentos experimentais. Em geral, é feita a combinação de dois ou mais métodos. Isto porque nem sempre um único método é suficiente. Dessa forma serão englobados métodos experimentais, juntamente de pesquisas bibliográficas, para o desenvolvimento desta pesquisa.

Emprega-se a estratégia de pesquisa do estudo de caso, que segundo [1], “É um tipo de pesquisa qualitativa e/ou quantitativa, entendido como uma categoria de investigação que tem como objeto o estudo de uma unidade de forma aprofundada, podendo tratar-se de um sujeito, de um grupo de pessoas, de uma comunidade etc.”. A utilização da ferramenta de pesquisa bibliográfica adota-se nesta pesquisa, aliado a pesquisa experimental que conforme [1] “é mais frequente nas ciências tecnológicas e nas ciências biológicas. Tem como objetivo demonstrar como e por que determinado fato é produzido.”

No ponto de vista de procedimentos, os experimentos irão consistir, em submeter os objetos de estudo à certas variáveis, em condições controladas e conhecidas pelo investigador, para observar os

resultados que a variável produz no objeto [2]. Com base nessa teoria, será feita a coleta dos principais dados de desempenho da aeronave, para uma avaliação estatística, buscando comparar com os dados obtidos na aplicação da teoria, para depois ser feita a avaliação qualitativa de suas características de desempenho. A figura 1 apresenta um diagrama onde demonstra os testes realizados e os respectivos dados coletados em cada procedimento.

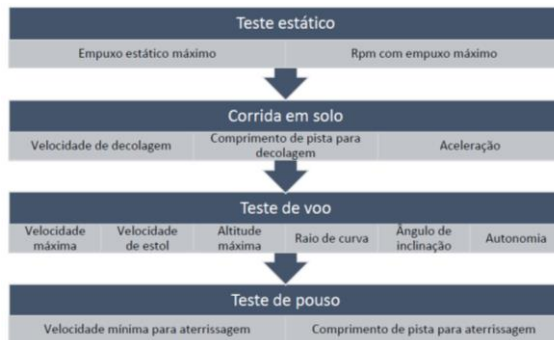


Figura 1. Testes experimentais.

Para a coleta de dados será utilizado um sistema embarcado de telemetria, baseado em um microcontrolador acoplado a módulos de sensores. Foram escolhidos os seguintes parâmetros para a coleta de dados: longitude, latitude, altitude, WOW (Weight On Wheels – binário representando se a aeronave está em solo ou em voo), ângulos de inclinação nos 3 eixos e RPM do motor. Tais parâmetros foram escolhidos pela relevância na comprovação das hipóteses apresentadas.

Análise

A análise trata-se de apresentar os resultados obtidos por meio da metodologia proposta para cálculo do desempenho da aeronave, aliado com os dados coletados em voo por meio da telemetria embarcada. As fórmulas e conceitos abordados são de autores conceituados da aeronáutica como [3], [4], [5], [6], [7].

Empuxo Estático

A determinação do empuxo estático se dar por meio de ensaios práticos das hélices, acoplando o conjunto motopropulsor em uma

bancada interligada a um dinamômetro, ou através de modelos matemáticos baseados na potência do eixo motor. Para fazer uma análise analítica utiliza-se o modelo proposto por [8] demonstrado na Eq. (1):

$$T_{v=0} = K_{T_0} \frac{P_E}{n_{rot} \cdot \Psi} \quad (1)$$

Onde $T_{v=0}$ é o empuxo para velocidade nula (lb), K_{T_0} é o coeficiente de empuxo estático, P_E é a potência no eixo do motor (hp), n_{rot} é a rotação da hélice (rpm) e Ψ o diâmetro da hélice (ft). O valor de K_{T_0} , é encontrado através da equação proposta por [9] mostrada na Eq. (2):

$$K_{T_0} = 57000 \cdot (1,97 - \frac{p}{\Psi}) \quad (2)$$

Onde K_{T_0} é o coeficiente de empuxo estático, p o passo da hélice e Ψ o diâmetro da hélice.

Empuxo Disponível

Para o cálculo do empuxo disponível utiliza-se a seguinte Eq. (3):

$$T_D = \frac{P_E \cdot \eta_H}{v} \frac{\rho_H}{\rho_0} \quad (3)$$

Onde T_D é o empuxo disponível (N), P_E é a potência no eixo do motor (hp), η_H é a eficiência da hélice, v a velocidade, ρ_0 a massa específica do ar ao nível do mar, ρ_H a massa específica do ar em certa altitude.

Empuxo Requerido

Para o cálculo do empuxo requerido utiliza-se a Eq. (4):

$$T_R = \frac{W}{C_L/C_D} \quad (4)$$

Onde T_R é o empuxo requerido (N), W é o peso total da aeronave (N), C_L o coeficiente de Sustentação, C_D o coeficiente de arrasto.

Influência da altitude sobre o empuxo requerido e disponível

Reduzindo a massa específica do ar a eficiência da hélice diminui devido a menor quantidade de massa de ar presente sendo deslocada. Para o cálculo do empuxo requerido é realizada uma pequena alteração nos coeficientes aerodinâmicos.

O coeficiente de sustentação é calculado com o ρ_h da altitude em estudo.

$$C_{Lh} = \frac{2 \cdot W}{\rho_h \cdot S \cdot v^2} \quad (5)$$

Onde C_{Lh} é o coeficiente de sustentação a certa altitude, ρ_h a massa específica do ar a certa altitude, v a velocidade, S a área projetada, W o peso total da aeronave.

Consequentemente o polar de arrasto, que tem o C_L como variável, é remodelado:

$$C_{Dh} = C_{D0} + \frac{C_{Lh}^2}{\pi e AR} \quad (6)$$

Onde C_{Dh} é o coeficiente de arrasto a certa altitude, C_{D0} o coeficiente de arrasto parasita, C_{Lh} o coeficiente de sustentação a certa altitude, π pi, e a eficiência de envergadura, AR a razão de aspecto.

Influência da altitude sobre a potência requerida e disponível

A potência requerida pode ser calculada de forma simples com a Eq. (7):

$$P_{Rh} = T_{Rh} \cdot v \quad (7)$$

Onde P_{Rh} é a potência requerida a certa altitude (Watts), T_{Rh} empuxo requerido a certa altitude (N), v a velocidade (m/s).

Ou:

$$P_{Rh} = \sqrt{\frac{2 \cdot W^3 \cdot C_{Dh}^2}{\rho_h \cdot S \cdot C_{Lh}^3}} \quad (8)$$

Onde P_{Rh} é a potência requerida a certa altitude (Watts), C_{Lh} é o coeficiente de sustentação a certa altitude, C_{Dh} o coeficiente de arrasto a certa altura, ρ_h a massa específica do ar a certa altitude (kg/m^3), v a velocidade (m/s), S a área projetada asa (m^2), W o peso total da aeronave.

Para o cálculo da potência disponível, uma aproximação semelhante é realizada:

$$P_{Dh} = T_{Dh} \cdot v \quad (9)$$

Onde P_{Dh} é a potência disponível a certa altitude (Watts), T_{Dh} o empuxo disponível a certa altitude (N), v a velocidade (m/s).

Ou:

$$P_{Dh} = T_{D0} \cdot \frac{\rho_h}{\rho_0} \cdot v \quad (10)$$

Onde P_{Dh} é a potência disponível a certa altitude, T_D o empuxo disponível (N), v a velocidade (m/s), p_0 a massa específica do ar ao nível do amar, ρ_h a massa específica do ar em certa altitude.

Voo de Planeio

O voo de planeio se resume pela capacidade da aeronave permanecer voando numa trajetória descendente de forma segura, sem empuxo do motor, precisando. Nela será calculada o ângulo de planeio e a razão de descida dadas pelas Eq. (11) e (12):

$$\tan \gamma = \frac{1}{L/D} \quad (11)$$

$$\frac{R}{D} = v \cdot \sin \gamma \quad (12)$$

Onde R/D é a razão de descida, v é a velocidade (m/s), γ é o ângulo formado entre o eixo vertical do plano do avião e a força peso.

A velocidade de planeio é dada pela Eq. (13):

$$v = \sqrt{\frac{2 \cdot W \cdot \cos \gamma}{\rho \cdot S \cdot C_L}} \quad (13)$$

Razão de subida

A razão de subida é calculada com base na sobra de potência e do peso máximo de decolagem. A sobra de potência é resultado da diferença entre as potencias requeridas e disponíveis.

Considerando o voo em subida em velocidade constante, encontram-se as seguintes equações:

$$T = D + W \cdot \sin \theta \quad (14)$$

$$L = W \cdot \cos \theta \quad (15)$$

Onde T é a força de empuxo (N), D a força de arrasto (N), W a força peso (N), L a força de sustentação (N).

Multiplicando a equação (14) por v , obtemos:

$$T \cdot v = D \cdot v + W \cdot v \sin \theta \quad (16)$$

$$\frac{T \cdot v - D \cdot v}{W} = v \cdot \sin \theta \quad (17)$$

Analisando o termo obtido na Eq. (16), a velocidade $v \cdot \sin \theta$ representa a velocidade vertical da aeronave ou a razão de subida (R/C). Os

termos do lado esquerdo da Eq. (16) $T \cdot v$ e $D \cdot v$, representam a potência disponível e requerida, logo:

$$\frac{P_d - P_r}{W} = v \cdot \sin \theta = \frac{R}{C} \quad (18)$$

$$\frac{\text{Sobra de potencia}}{W} = \frac{R}{C} \quad (19)$$

Este cálculo possibilita observar o ponto onde a sobra de potência é máxima. O mesmo será o ponto de máxima razão de subida, também sendo possível determinar o ângulo ideal para que esta condição seja satisfeita. As Eq. (20) e (21) demonstram tais condições:

$$R/C_{m\acute{a}x} = \frac{P_d - P_r)_{m\acute{a}x}}{W} \quad (20)$$

$$\frac{R}{C_{m\acute{a}x}} = v \cdot \sin \left(\theta_{\frac{R}{C}m\acute{a}x} \right) \quad (21)$$

$$\sin \left(\theta_{\frac{R}{C}m\acute{a}x} \right) = \frac{R/C_{m\acute{a}x}}{v} \quad (22)$$

$$\theta_{m\acute{a}x} = \arcsen \left(\frac{R/C_{m\acute{a}x}}{v} \right) \quad (23)$$

Desempenho de decolagem

A distância de decolagem pode ser encontrada pela Eq. (24):

$$S_{LD} = \frac{1,44 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x} \cdot \{T - [D + \mu \cdot (W - L)]\} \cdot 0,7V_{i0}} \quad (24)$$

Onde S_{LD} é o comprimento de pista para decolagem (m), g a aceleração da gravidade (m/s^2), S a área projetada da asa (m^2), $C_{Lm\acute{a}x}$ a coeficiente de sustentação máximo, T a força de empuxo (N), D a força de Arrasto (N), W o peso total da aeronave (N) L a força de Sustentação (N), μ o coeficiente de atrito de rolamento, v_{i0} a velocidade de decolagem (m/s).

Outra consideração na decolagem, tem base na norma FAR-Part 23 (Federal Aviation Regulation), que regulamenta a velocidade de decolagem para um valor que não deve ser 20% inferior à velocidade de estol, por medida de segurança, representado pela Eq. (25):

$$v_{i0} = 1,2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot W}{\rho \cdot S \cdot C_{Lm\acute{a}x}}} \quad (25)$$

Onde v_{10} é a velocidade de decolagem (m/s), W a força peso (N), ρ a densidade do ar, S a área da asa, $C_{Lm\acute{a}x}$ o coeficiente de sustentação máxima.

Desempenho de Pouso

A análise de desempenho de pouso se desenvolve de forma semelhante à de decolagem. Adota-se durante o pouso que a força de empuxo será nula, procedimento que busca diminuir o comprimento de pista para a parada da aeronave. A velocidade de aproximação para o pouso recomendada pela norma (FAR), deve ser 30% maior que a velocidade de estol.

$$S_{10} = \frac{1,69 \cdot W^2}{g \cdot \rho \cdot C_{Lm\acute{a}x} \cdot \{(D + \mu \cdot (W - L))\}_{0,7v_{10}}} \quad (26)$$

Onde S_{10} é o comprimento de pista para pouso (m), g a aceleração da gravidade (m/s^2), $C_{Lm\acute{a}x}$ a coeficiente de sustentação máximo, D a força de arrasto (N), W o peso total da aeronave (N) L a força de Sustentação (N), μ o coeficiente de atrito de rolamento, v_{10} a velocidade de decolagem (m/s).

Voo em curva

O desempenho em curva apresenta dois parâmetros principais, o raio de curvatura e a razão de curva, representados respectivamente pelas Eq. (27) e (28):

$$R = \frac{v^2}{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}} \quad (27)$$

$$\omega = \frac{g \cdot \sqrt{n^2 - 1}}{v} \quad (28)$$

O fator de carga que atua na aeronave no voo de curva é dado por:

$$n = \frac{L}{W} \quad (29)$$

Onde n é o fator de carga, L é a força de sustentação, W é a força peso. O ângulo de inclinação é dado por:

$$\phi = \cos^{-1} \frac{1}{n} \quad (30)$$

RESULTADOS

Neste tópico serão apresentados os resultados obtidos, durante o ano de 2017, com base na metodologia introduzida para a realização de cálculos. Além disso, os dados coletados em voo por meio de telemetria também serão expostos. Por fim, por meio destes dados será possível avaliar a utilização da metodologia proposta pelos autores.

Com os testes de bancada realizados com o motor O.S. 91 FX, foram encontrados os resultados do gráfico da figura abaixo.

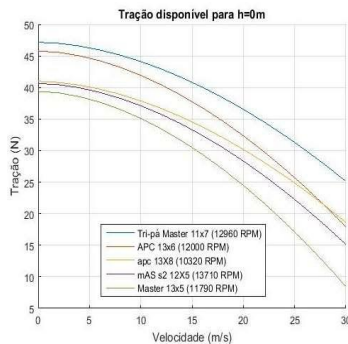


Figura 2. Gráfico dos resultados de ensaio em bancada.

Tempo (seg)	WOW (bit)	HP (m)	Vcas (m/s)	RPM (RPM)
37795,3	0	46,98	0,11	8100
37795,4	0	46,31	0,26	9000
37795,5	0	46,06	0,23	10200
37795,6	0	45,73	0,16	10200
37795,7	0	46,56	0,47	10500
37795,8	0	45,81	0,58	10500
37795,9	0	46,23	0,62	10500
37796	0	46,56	0,52	10500
37796,1	0	46,31	0,46	10500
37796,2	0	45,98	0,59	10500
37796,3	0	45,31	0,24	10500
37796,4	0	46,06	0,49	11100
37796,5	0	45,81	0,6	11700
37796,6	0	45,81	0,49	12000
37796,7	0	46,31	0,38	12000
37796,8	0	45,14	0,41	12000
37796,9	0	45,06	0,98	12000
37797	0	45,31	0,61	12000

Figura 3. Dados obtidos pelo Sensor RPM durante ensaio em bancada com a hélice 13x6.

Após ter escolhido a hélice foi possível gerar a curva para tração requerida, conforme apresentado na Figura 4, simulando duas situações: nível do mar e altitude de 1200m, optou-se por este pois

através da simulação no Software XFLR5 foi possível estimado a densidade relativa em São José dos Campos.

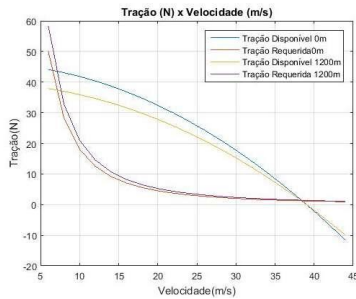


Figura 4. Gráfico de Tração.

Observando os pontos de intersecção das curvas, verificou-se que as velocidades de mínima e máxima determinadas pelo grupo motopropulsor são, respectivamente, 7,392 m/s e 36,162 m/s.

Com as curvas de Tração disponível e requerida conhecidas, as curvas com relação as potências podem ser obtidas.

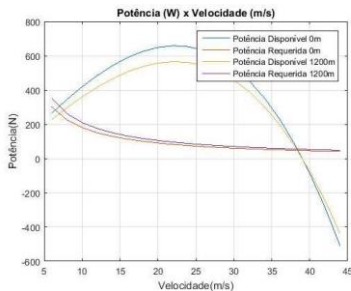


Figura 5. Gráfico de Potências.

As velocidades mínima e máxima obtidas pelos pontos de intersecção das curvas de potência são, respectivamente, 7,394 m/s e 35,916 m/s, valores próximos aos obtidos pelas curvas de tração.

A partir da análise de subida, foram obtidos os resultados:

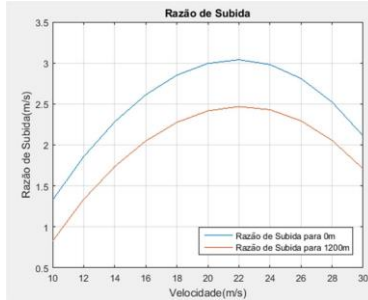


Figura 6. Gráfico de Razão de Subida.

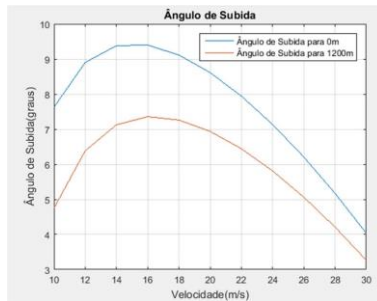


Figura 7. Gráfico de Ângulo de Subida.

Tabela 1. Razão de Subida e Ângulo de Subida Máximo.

Altitude (m)	Razão de Subida (ms)	Ângulo máximo (graus)
0	2,612470904	9,39729771
1200	2,048533182	7,355960369

A partir da análise de voo de planeio, foram obtidos os resultados:

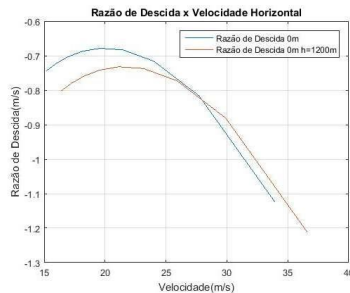


Figura 8. Gráfico de Razão de Descida.

Considerando as situações para máximo alcance e máxima autonomia da aeronave obteve-se também os valores para distância percorrida em relação ao solo e ângulo mínimo de planeio para máximo alcance e velocidade horizontal para máxima autonomia, indicados na Tabela 2.

Tabela 2. Distância Percorrida e Ângulo de Planeio.

Altitude	Situação	Razão de Descida (m/s)	Velocidade Horizontal (m/s)	Distância (m)	Ângulo de planeio (graus)
0m	Máxima Autonomia	-0,6781	20,0355	886,435	1,9383
	Máximo Alcance	-0,773	26,3739	1023,6	1,6788
1200 m	Máxima Autonomia	-0,7317	21,6202	886,435	1,9383
	Máximo Alcance	-0,8341	28,4599	1023,6	1,6788

Para a análise de decolagem foram obtidos os seguintes resultados:

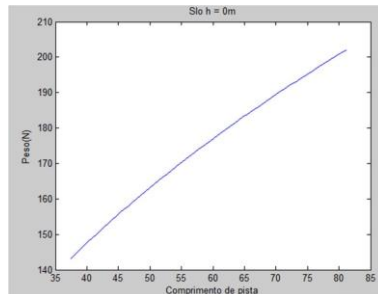


Figura 9. Gráfico das Curvas de Decolagem.

Para o desempenho de pouso, foram encontrados em 200 m na possível pressão oferecida em São José dos Campos, com um peso total de 18 Kg.

CONCLUSÃO

A metodologia apresentada de análise de desempenho foi conceituada base a pesquisas bibliográficas realizadas entres os principais autores nos temas, sendo os conceitos abordados pelos autores mostraram

serem adequados para o desenvolvimento de aeronaves de pequeno porte, especificamente as aeronaves que participam do Projeto Aerodesign.

A competição SAE Brasil exige das equipes a capacidade de testar as suas aeronaves antes de serem levadas à competição para a evolução do projeto, e aumentar a confiabilidade do projeto, sendo realizado um grande número de voos antes do fim do prazo de entrega do vídeo de voo que deve ser enviado a SAE.

Com os voos testes, foi possível verificar alguns pontos principais na análise de desempenho, dentre eles as condições ambientes adversas, com variação de temperatura e umidade, e a condição da pista utilizada. Esses foram fatores dominantes para a imprecisão de alguns dados coletados.

REFERÊNCIAS

1. PRODANOV, Cleber Cristiano. Metodologia do trabalho científico: métodos e técnicas da pesquisa e do trabalho acadêmico. 2. ed. – Novo Hamburgo: Feevale, 2013.
2. GIL, Antônio Carlos. Métodos e técnicas de pesquisa social. 6. ed., São Paulo: Atlas, 2008.
3. ANDERSON, JOHN. D., Aircraft Performance and Design, McGraw-Hill, Inc. New York 1999.
4. ANDERSON, JOHN. D. Fundamentals of Aerodynamics. 2. ed., McGraw-Hill, Inc. New York 1991.
5. ANDERSON, JOHN. D. Introduction to Flight. 7. ed., McGraw-Hill, Inc. New York 2012.
6. RODRIGUES, Luiz Eduardo Miranda José. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica. Cengage Learning, São Paulo, 2014.
7. ROSKAM. JAN, Airplane aerodynamics and performance, DARcorporation, University of Kansas, 1997.
8. DURAND, W. F., & LESLEY, E. P., Experimental research on air propellers II, T. R. n°30, NACA 1920.
9. DIEHL, Walter S., Static thrust of airplane propeller, N.A.C.A. Technical Report No. 447, 1934.