

**Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Curso de Engenharia Aeroespacial**

**Análise teórica e experimental de desempenho de
uma aeronave de instrução**

**Autor: Arthur Pereira Teodoro
Orientadora: Polliana Cândida Oliveira Martins
Coorientador: William Reis Silva**

**Brasília, DF
2022**



Arthur Pereira Teodoro

Análise teórica e experimental de desempenho de uma aeronave de instrução

Monografia submetida ao curso de graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial.

Orientadora: Poliana Cândida Oliveira Martins

Co-Orientador: William Reis Silva

**Brasília, DF
2022**

CIP – Catalogação Internacional da Publicação*

Teodoro, Arthur.

Análise teórica e experimental de desempenho de uma aeronave de instrução / Arthur Pereira Teodoro. Brasília: UnB, 2022. 103 p. : il. ; 29,5 cm.

Monografia (Graduação) – Universidade de Brasília
Faculdade do Gama, Brasília, 2022. Orientação: Polliana
Cândida Oliveira Martins.

1. Desempenho de aeronaves. 2. Aviação Geral. 3. Cessna.
Martins, Polliana. II. Análise teórica e experimental de
desempenho de uma aeronave de instrução.

CDU Classificação



Análise teórica e experimental de desempenho de uma aeronave de instrução

Arthur Pereira Teodoro

Monografia submetida como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em Engenharia Aeroespacial da Faculdade UnB Gama - FGA, da Universidade de Brasília, em 29/04/2022 apresentada e aprovada pela banca examinadora abaixo assinada:

Prof. Dra: Polliana Cândida Oliveira Martins, UnB/ FGA
Orientadora

Prof. Dr: William Reis Silva, UnB/ FGA
Coorientador

Msc. Luís Fernando Balduino de Sousa, UnB/ FGA
Membro Convidado

Prof. Dr: Mateus Rodrigues Miranda, UnB/ FGA
Membro Convidado

Brasília, DF
2022

AGRADECIMENTOS

Agradeço este trabalho às pessoas envolvidas, primeiramente aos meus orientadores: Professora Polliana Cândida Oliveira Martins e Professor William Reis Silva. Agradeço também aos diretores da escola de aviação BSB Aviation, os quais proporcionaram e autorizaram a execução deste trabalho: Pedro Mundim, Tiago Araújo, Artur Gonçalves e Carlos Etiene e aos instrutores de voo que auxiliaram na obtenção de dados de voo real.

RESUMO

Os veículos aéreos vêm apresentando uma elevação significativa no custo operacional de suas aeronaves. Esse comportamento se deve principalmente ao aumento dos valores de combustível e custos de manutenção. O desempenho de uma aeronave tem como principal objetivo verificar parâmetros de forma a obter o melhor rendimento de uma aeronave executando uma missão específica. Nesse contexto, o presente trabalho tem como objetivo realizar uma análise de desempenho de uma aeronave de instrução, de forma a verificar seus parâmetros de performance e, caso seja viável, propor soluções com intuito de obter o melhor desempenho durante sua operação. O avião de referência é o *Cessna 172 Skyhawk*. Para realizar essa análise serão considerados cinco perfis de missão, os quais serão calculados dados de forma analítica e experimental e, em seguida, os mesmos são confrontados com as tabelas de performance da aeronave. Os resultados discorrem sobre os parâmetros de distância de decolagem e pouso, razão de subida máxima e tem seu foco principal na análise da fração de combustível e consumo horário para cada perfil de missão, esses parâmetros de desempenho são os mais importantes para essa categoria de aeronaves.

Palavras-chave: Desempenho de aeronaves. Aviação Geral. Cessna.

ABSTRACT

Air vehicles have been showing a significant increase in the operating cost of their aircraft. This behavior is mainly due to the increase in fuel values and maintenance costs. The performance of an aircraft has as main objective to verify parameters in order to obtain the best performance of an aircraft performing a specific mission. In this context, the present work aims to perform a performance analysis of a training aircraft, in order to verify its performance parameters and, if feasible, propose solutions in order to obtain the best performance during its operation. The reference plane is the Cessna 172 Skyhawk. To carry out this analysis, five mission profiles will be considered, which data will be calculated in an analytical and experimental way and, then, they will be confronted with the aircraft performance tables. The results discuss the parameters of takeoff and landing distance, maximum rate of climb and have their main focus on the analysis of the fuel fraction and hourly consumption for each mission profile, these performance parameters are the most important for this category of aircraft.

Keywords: Aircraft performance. General aviation. Cessna.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1: Evolução da quantidade de passageiros transportados pagos em voos domésticos no Brasil.	7
Figura 2: Venda de Avgas (m ³) entre os anos de 1990 e 2019 no Brasil..	8
Figura 3: Cessna 172.	9
Figura 4: Áreas da Mecânica do Voo.	12
Figura 5: Vista frontal do motor Lycoming série O-320.	14
Figura 6: Fases do voo.	17
Figura 7: Distância total de decolagem.	18
Figura 8: Forças atuantes durante a corrida de decolagem..	19
Figura 9: Distância de decolagem após a rotação.	23
Figura 10: Voo em subida.	24
Figura 11: Diagrama de forças para o voo nivelado em cruzeiro.	28
Figura 12: Diagrama de forças para o voo em descida.	29
Figura 13: Distância de pouso.	31
Figura 14: Diagrama de forças durante a aproximação.	31
Figura 15: Geometria do <i>flare</i>	32
Figura 16: Fração de peso.	38
Figura 17: Perfil lateral das missões A e B.	39
Figura 18: Perfil lateral da missão C.	40
Figura 19: Perfil lateral da missão C e D.	41
Figura 20: Cessna 172.	42
Figura 21: Perfil de missão A e B.	45
Figura 22: Perfil de missão C.	46
Figura 23: Perfil de missão D e E.	47
Figura 24: Comparativo da fração de combustível entre as missões.	55
Figura 25: Peso e balanceamento Cessna 172.	57
Figura 26: Fração de peso total por voos.	58
Figura 27: Consumo horário por voo.	60
Figura 28: Curvas de eficiência para a hélice 5868-R6, perfil RAF 6 hélice de 2 pás	62
Figura 29: Variação da razão de avanço com a velocidade.	63
Figura 30: Eficiência da hélice por fase do voo.	64
Figura 31: Curva de potência ao nível do mar.	65
Figura 32: Consumo em cada fase do voo por ângulo da hélice.	66

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Requisitos de performance aeronave monomotora.....	36
Tabela 2: Fração de peso para uma aeronave a pistão monomotor	38
Tabela 3: Generalidades do C172P	43
Tabela 4: Condições iniciais do perfil de missão A	48
Tabela 5: Resultados da decolagem do perfil de missão A.....	49
Tabela 6: Resultados da subida do perfil de missão A.....	50
Tabela 7: Resultados de cruzeiros e loiter do perfil de missão A	51
Tabela 8: Resultados do pouso do perfil de missão A	51
Tabela 9: Resultados da fração de combustível do perfil de missão A	52
Tabela 10: Resultados da fração de combustível do perfil de missão B	52
Tabela 11: Resultados da fração de combustível do perfil de missão C	53
Tabela 12: Resultados da fração de combustível do perfil de missão D	53
Tabela 13: Resultados da fração de combustível do perfil de missão E	54
Tabela 14: Dados experimentais X teóricos.....	61
Tabela 15: Dados para construção do gráfico da figura 28.....	63
Tabela 16: BHP X RPM.....	66

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

ABEAR	Associação Brasileira de empresas aéreas
AVGAS	Gasolina de aviação
AOPA BRASIL	Associação de pilotos e proprietários de aeronaves
ANAC	Agência nacional de aviação civil
Eq.	Equação
GPH	Galões por hora
Ft	Pés (unidade de medida)
PIB	Produto interno bruto
RBAC	Regulamentos Brasileiros de aviação civil
RPM	Rotações por minuto

LISTA DE SÍMBOLOS

P	Potência de eixo ou efetiva
α	Proporcional
d	Deslocamento do pistão
p_e	Pressão efetiva média
P	Potência na altitude correspondente
P_0	Potência ao nível do mar
ρ	Densidade na altitude correspondente
ρ_0	Densidade ao nível do mar
η_{pr}	Eficiência da hélice
P_a	Potência disponível
T_a	Tração disponível
D_{pr}	Diâmetro da Hélice
V_∞	Velocidade do vento relativo
c	Consumo específico
\dot{W}_f	Taxa de variação do peso de combustível
T	Tração
D	Arrasto
μ	Coefficiente de atrito
N	Força Normal
V	Velocidade
L	Sustentação
W	Força Peso
ρ_∞	Densidade do ar
S	Área da asa
C_d	Polar de arrasto
$C_{d,0}$	Coefficiente de arrasto parasita
C_l	Coefficiente de sustentação
G	Redução no arrasto induzido devido ao efeito solo
μ_r	Coefficiente de atrito dinâmico
e	Fator de Oswald

AR	Razão de aspecto
s_g	Distância da corrida de decolagem
V_{LO}	Velocidade em que a aeronave deixa o solo
N	Tempo gasto durante a rotação
C_{lmax}	Coefficiente de sustentação máximo
R	Raio da trajetória de voo da aeronave durante a decolagem
V_{stall}	Velocidade de <i>stall</i>
u_{ob}	Ângulo de subida da aeronave
s_a	Distância horizontal percorrida pela aeronave até livrar obstáculo
γ	Ângulo de subida
$\frac{R}{C}$	Taxa de subida da aeronave
$V_{\gamma max}$	Velocidade que oferece o maior ângulo de subida
$(R/C)_{max}$	Taxa de maior razão de subida
t_s	Tempo de subida
Δh	Varição da altitude de cruzeiro em relação a altitude inicial
HP_r	Potência requerida em cavalos
V_g	Velocidade da aeronave em relação ao solo
W_0	Peso bruto da aeronave
W_1	Peso com os tanques de combustível vazio
β	Ângulo de descida
ROD	Razão de descida
E	Autonomia
r	Raio da trajetória da aeronave durante o pouso
S_f	Distância do <i>flare</i>
S_a	Distância de aproximação
S_g	Distância de pouso
S_{fr}	Distância de rolagem livre ou <i>free roll</i>
C_{AP}	Custo de manutenção
C_{STOR}	Custo de hangaragem
C_{fuel}	Custo anual de combustível
C_{INS}	Custo de seguro
C_{INSP}	Custo de inspeção anual

C_{OVER}	Reserva de dinheiro para <i>overhaul</i> do motor
C_{YEAR}	Custo anual
C_{HR}	Custo por hora voada
RPS	Rotações por segundo

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	6
1.1. Contextualização e motivação	6
1.2. Objetivo	9
1.2.1. Objetivos específicos	10
1.3. Justificativa	10
1.4. Organização do trabalho	10
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	12
2.1. Conceitos de mecânica do voo e desempenho	12
2.2. Modelo propulsivo para aeronave a pistão.....	14
2.3. Perfil de missão	17
2.3.1. Decolagem.....	18
2.3.2. Subida.....	24
2.3.3 Cruzeiro	28
2.3.4. Descida e Espera	29
2.3.5. Pouso.....	30
2.5 Requisitos de performance – RBAC 023 (ANAC)	35
3. METODOLOGIA.....	37
3.1. Metodologia de análise de missão	37
3.2. Metodologia de aquisição de dados experimentais	39
4. AERONAVE DE REFERÊNCIA	42
4.1. Generalidades do Cessna 172P	42
4.2. Perfis de missões da aeronave.....	44
4.2.1. Perfil de missão A	44
4.2.2. Perfil de missão B.....	45
4.2.3. Perfil de missão C.....	45

4.2.4. Perfil de missão D.....	46
4.2.5. Perfil de missão E.....	47
5. RESULTADOS E DISCUSSÃO.....	48
5.1. Análises do perfil de missão A.....	48
5.1.1. Análise da decolagem do perfil de missão A.....	49
5.1.2. Análise da subida do perfil de missão A.....	50
5.1.3. Análise do cruzeiro do perfil de missão A.....	50
5.1.4. Análise do pouso do perfil de missão A.....	51
5.1.5. Fração de combustível para o perfil de missão A.....	51
5.2. Análise do perfil de missão B.....	52
5.2.1. Análise das frações de combustível.....	52
5.3. Análise do perfil de missão C.....	52
5.3.1. Análise das frações de combustível.....	53
5.4. Análise do perfil de missão D.....	53
5.4.1. Fração de combustível para o perfil de missão D.....	53
5.5. Análises do perfil de missão E.....	54
5.5.1. Fração de combustível para o perfil de missão E.....	54
5.6. Comparativo entre as missões.....	55
5.7. Resultado dos dados experimentais.....	57
5.8. Comparativo entre dados teóricos e experimentais.....	61
5.9 Considerações sobre eficiência da hélice e consumo específico.....	62
5.10. Proposta de melhorias nas missões.....	67
6. CONCLUSÃO.....	68
BIBLIOGRAFIA.....	70
APÊNDICE A – TABELA PARA OBTENÇÃO DE DADOS EXPERIMENTAIS.....	73
APÊNDICE B – CÓDIGO UTILIZADO PARA O PERFIL A.....	74

1. INTRODUÇÃO

1.1. Contextualização e motivação

O mercado aeronáutico conta atualmente com uma notável variedade de aeronaves, que são utilizadas nas mais diversas atividades humanas. Independentemente da categoria a qual a aeronave pertença (instrução, militar, cargueira, comercial, executiva, etc.), ela somente será um veículo viável se tiver o desempenho necessário para realizar sua missão em segurança, de acordo com os requisitos estabelecidos em projeto.

O desempenho de aeronaves está associado a resultante das forças aerodinâmicas, gravitacionais e propulsivas atuando em um avião. O estudo dessa ciência tem como essência verificar e responder questões que não podem ser obtidas por outras disciplinas, como por exemplo: “Qual a distância de decolagem?”, “Qual o ângulo de subida?”, “Qual a velocidade de cruzeiro, o alcance, autonomia e consumo da aeronave?”, dentre outras. O conteúdo dessas questões constitui o que chamamos de Desempenho de aeronaves (OJHA, 1995).

As aeronaves podem ser classificadas em diversas categorias de acordo com as características básicas especificadas (ANTAS, 1979). A aviação civil conta atualmente com dois grupos de classificação, sendo eles a aviação geral, a qual conta com a maior parcela de aeronaves do mundo (GARCIA, 2018) e a aviação comercial a qual compreende o transporte público regular de passageiros.

Dentro da aviação Geral encontramos diversas categorias de aeronaves, como por exemplo: Aeronaves acrobáticas, de carga, de instrução, transporte executivas e desportivas. As aeronaves de instrução constituem o foco deste trabalho e, de acordo com o RBAC 23/ANAC é possível classificá-las como aeronaves de categoria geral.

Para um avião civil, carga paga, alcance e a velocidade são essenciais, pois determinam parte significativa do custo operacional contribuindo assim para a viabilidade econômica do produto. Em outras palavras o desempenho nessa categoria de aeronaves é a grande variável para viabilizar a operação, seja de companhias aéreas, escolas de aviação ou de executivos que utilizam sua aeronave no dia a dia. É possível dizer que o desempenho é uma medida de eficiência e determina o sucesso ou não de determinada aeronave (CYPRIANO, 2021).

De acordo com a Associação Brasileira das Empresas Aéreas (ABEAR) entre 2002 e 2019 mercado doméstico cresceu 2,51 vezes enquanto o produto interno bruto (PIB) cresceu apenas 1,46 vez, no mesmo período a queda das tarifas pagas por quilômetros voado foi de 58%. A combinação desses dois efeitos permitiu o crescimento da demanda doméstica, o que reforça o conteúdo ilustrado no gráfico da Figura 1, no qual é possível observar a evolução na quantidade de passageiros pagos transportados em voos domésticos no Brasil no decorrer dos anos

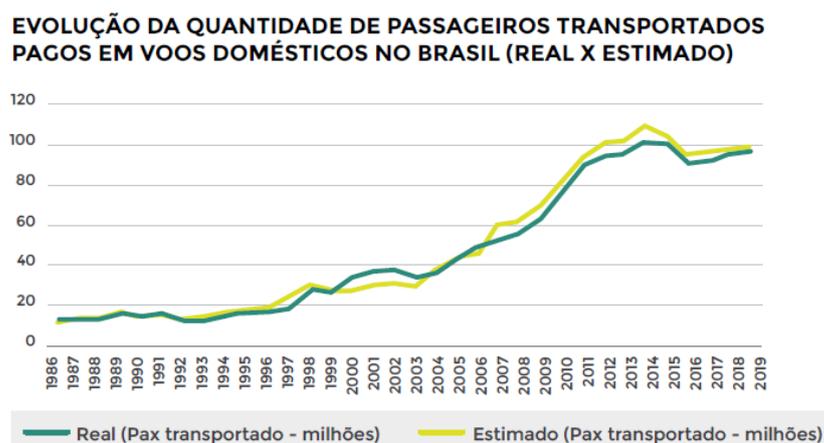


Figura 1: Evolução da quantidade de passageiros transportados pagos em voos domésticos no Brasil. **Fonte:** ABEAR.

Essa movimentação de mercado gera novos empregos, principalmente para pilotos, os quais veem essas vagas como uma oportunidade de iniciar sua carreira e buscam iniciar seu treinamento para obtenção de licenças e carteiras. Esse crescimento pode ser visualizado através do número de licenças expedidas anualmente entre 2018 e 2019, o qual cresceu 19% (ABEAR, 2019).

Escolas de aviação funcionam de forma similar a companhias aéreas e buscam sempre extrair o máximo de performance de sua aeronave, de forma a reduzir o consumo de combustível e conseqüentemente diminuir o custo operacional, atraindo mais alunos e interessados em formação aeronáutica específica

Atualmente as aeronaves de treinamento básico são movidas a pistão e utilizam como combustível a gasolina de aviação (AVGAS). Esse combustível vem apresentando uma crescente em seu valor e hoje encontramos valores de até R\$ 15,00 por litro (AOPA BRASIL, 2021), além disso, grande parte das peças aeronáuticas é vendida em dólar, o qual também vem apresentando valores elevados nos últimos anos. Esses parâmetros impactam diretamente no custo

operacional de uma aeronave, permitindo assim a empresa verificar a viabilidade de sua operação. A Figura 2 apresenta a evolução histórica da venda de AVGAS em metros cúbicos nos anos entre 1990 e 2019, a partir desse gráfico é possível verificar uma redução no consumo da gasolina de aviação devido ao aumento do valor.

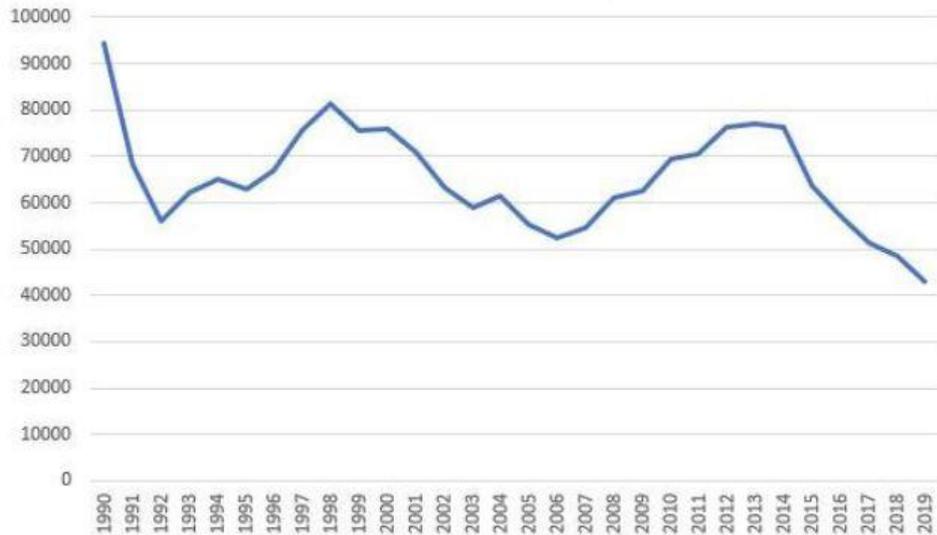


Figura 2: Venda de Avgas (m³) entre os anos de 1990 e 2019 no Brasil. **Fonte:** Revista RBAC & CIA.

Uma das aeronaves mais utilizadas em treinamento é o Cessna 172. Com uma reputação de facilidade de pilotar, estabilidade em voo, baixo custo e segurança operacional ela se tornou o modelo mais utilizado para treinamento primário de pilotos ao longo dos anos. Para Goyer (2020), seu design permite uma visualização panorâmica em voo tornando essa aeronave excelente para voos de lazer. O modelo é apresentado na Figura 3:



Figura 3: Cessna 172. **Fonte:** Cessna Aircraft – Textron Aviation

Trata-se de um avião americano de 4 lugares, monomotor a pistão de asa alta fabricado pela empresa *Cessna Aircraft Company*. O Cessna 172 é a aeronave de maior sucesso da história. A sua primeira unidade foi entregue em 1956 e desde então ela passou por diversas atualizações e melhorias, como modificações na motorização e atualização de avionicos, mas o seu sucesso pode ser visto devido as mais de 43000 unidades produzidas e entregues, além disso, ela se encontra em produção até os dias atuais (GOYER, 2020).

Dado o contexto supracitado, o presente trabalho propõe a realização de uma análise teórica e experimental dos parâmetros de desempenho de uma aeronave de treinamento, modelo *Cessna 172 Skyhawk*, amplamente utilizada para treinamentos em escolas de aviação. Com tal estudo, almeja-se avaliar a concordância dos parâmetros de voo e aqueles dados em manual, a fim de propor sugestões para diminuição dos custos de operação da aeronave conseguindo assim a operação mais viável economicamente para o operador.

1.2. Objetivo

O objetivo deste trabalho é analisar os parâmetros de desempenho de uma aeronave leve a pistão utilizada em instrução básica de pilotos, confrontando os valores teóricos e experimentais com aqueles especificados em manual de operações.

1.2.1. Objetivos específicos

Os objetivos específicos deste trabalho são:

- Revisão teórica da metodologia de cálculo/quantificação dos principais parâmetros de desempenho de uma aeronave leve a pistão.
- Análise dos principais parâmetros de desempenho da aeronave de referência através de suas tabelas de performance via fabricante (manual).
- Proposta de comparação de resultados analíticos e os obtidos através do manual da aeronave.
- Desenvolvimento de uma metodologia aquisição de dados experimentais durante um voo regular de instrução, para fins de comparação com os resultados analíticos e os dados pela fabricante.
- Desenvolvimento de um procedimento que viabilize a comparação entre os dados experimentais e teóricos.
- Proposição de mudança na missão ou configuração da aeronave para melhorar o desempenho do voo.

1.3. Justificativa

Ao observar o contexto apresentado neste capítulo, a possibilidade de obtenção e verificação de dados experimentais em voo real e a motivação pessoal do autor, o qual é piloto comercial e instrutor de voo de aeronaves, foi verificado a importância da análise de desempenho de aeronaves. É a partir dele que conseguimos reduzir os custos operacionais e conseqüentemente reduzir o custo para o usuário, permitindo assim a continuidade dos serviços prestados pelo operador da aeronave.

1.4. Organização do trabalho

O presente trabalho é dividido em seis capítulos. Este primeiro capítulo, apresenta os tópicos introdutórios do tema, objetivos, justificativa e a organização do trabalho.

O capítulo dois apresenta a fundamentação teórica do trabalho, nele são abordados conceitos de desempenho, fases do voo, modelo propulsivo e requisitos de performance.

No Capítulo três é apresentada a metodologia utilizada no trabalho, incluindo a forma de análise, obtenção e comparação dos dados apresentados no decorrer do texto.

No capítulo quatro é feita a apresentação da aeronave de referência e parâmetros gerais da mesma.

No capítulo cinco são apresentados os resultados e a discussão que envolve os parâmetros de performance da aeronave obtidos de forma analítica, e experimental, bem como a comparação entre eles.

Por fim as conclusões que envolvem o trabalho são apresentadas no capítulo seis.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Neste capítulo serão abordados aspectos teóricos de mecânica do voo e desempenho de aeronaves. A formulação deste capítulo tem como principal referência o trabalho do autor Anderson (1999). Demais autores também utilizados como referência serão citados no decorrer deste capítulo.

2.1. Conceitos de mecânica do voo e desempenho

A mecânica do voo trata da aplicação da aerodinâmica ao comportamento da aeronave em voo, ela é tipicamente dividida em três grandes tecnologias:



Figura 4: Áreas da Mecânica do Voo. **Fonte:** Autor.

A Aeroelasticidade trata do comportamento da aeronave em termos da interação do escoamento do ar com a estrutura da aeronave considerando-a como um corpo flexível, tridimensional, com infinitos graus de liberdade, sujeito a forças, momentos e acelerações (CYPRIANO, 2021).

A Dinâmica do voo trata do comportamento da aeronave em termos de sua resposta a perturbações ou comandos da tripulação, considerando o veículo com 6 graus de liberdade, sujeito a forças, momentos e acelerações (CYPRIANO, 2021).

O Desempenho é uma parte essencial do estudo da mecânica do voo, conforme esquema apresentado na Figura 4. Ele trata a aeronave em termos de sua capacidade, considerando-a como um corpo rígido em estado permanente e como

um ponto no espaço representado pelo seu centro de massa, no qual atuam as forças, momentos, acelerações e velocidades, cuja sua trajetória está associada à missão a qual ela deve cumprir. A determinação do desempenho passa pela análise de características aerodinâmicas, propulsivas e de massa da aeronave os quais estão sujeitos às condições de contorno do sistema como, por exemplo, as restrições de regras de tráfego aéreo (CYPRIANO, 2021).

O estudo do desempenho de aeronaves envolve o entendimento dos seguintes parâmetros (CYPRIANO, 2021):

- Alcance: Distância total que um avião consegue percorrer com um tanque de combustível.
- Tempo de voo ou Autonomia: Tempo total que a aeronave consegue permanecer no ar com um tanque de combustível.
- Velocidades de Voo: São as velocidades envolvidas no voo, sendo elas de segurança, de controle, mínimas e máximas e etc.
- Altitude adequada (eficiência e segurança): Medida de eficiência e segurança de um voo, quanto maior a altitude maior será a eficiência e segurança de um voo.
- Consumo de Combustível: Gasto horário de combustível durante o voo
- Capacidade de Carga: Representa uma medida de eficiência da aeronave.
- Distâncias de decolagem e pouso: Distância horizontal em relação ao solo que a aeronave deverá percorrer para decolar ou aterrissar em segurança.

2.2. Modelo propulsivo para aeronave a pistão

As aeronaves com sistemas propulsivos a pistão geralmente operam utilizando o ciclo Otto (CENGEL, 2011). A Figura 5 apresenta o motor da aeronave de referência utilizada neste trabalho



Figura 5: Vista frontal do motor Lycoming série O-320. **Fonte:** Lycoming.

Conforme explicito na Eq.(1), a potência de eixo (P), ou do inglês *shaft brake power*, é medida no eixo do motor e é diretamente proporcional ao deslocamento (d), do pistão a pressão efetiva média (p_e) dentro do cilindro e as revoluções por minuto que o motor realiza (RPM). De acordo com o autor Anderson (1999) a potência efetiva pode ser assumida como constante com a variação de velocidade, uma vez que a aeronave analisada é de baixa velocidade.

$$P \propto dp_e RPM \quad (1)$$

Conforme uma aeronave ganha (ou perde) altitude, sua potência também varia, devido à variação de densidade. Em outros termos, o aumento de altitude gera um decréscimo na densidade e conseqüentemente uma redução de potência de eixo. A Eq.(2) apresenta a correlação entre a variação de potência e a altitude.

$$\frac{P}{P_0} = 1,132 \frac{\rho}{\rho_0} - 0,132 \quad (2)$$

onde, P e ρ correspondem à potência e densidade na altitude correspondente e P_0 e ρ_0 correspondem à potência e densidade no nível do mar.

Motores a pistão são conectados a uma hélice, essa relação entre motor e hélice gera perdas propulsivas durante a transmissão de potência, logo a potência disponível, aquela que a hélice desenvolve é sempre menor que a potência de eixo. A Eq. (3) define a eficiência (η_{pr}) da hélice:

$$\eta_{pr} = \frac{P_a}{P} \quad (3)$$

ainda, a potência disponível (P_a) é uma função da força multiplicada pela velocidade:

$$P_a = T_a \cdot V_\infty \quad (4)$$

A partir das Eq. (3) e (4) podemos definir a tração disponível conforme Eq. (5)

$$T_a = \frac{\eta_{pr} P}{V_\infty} \quad (5)$$

A razão de avanço é um parâmetro importante para analisar a eficiência da hélice. Gundmudsson (2014) define a razão de avanço como a medida na qual a hélice avança em termos do seu diâmetro e é calculada conforme a Eq (6):

$$J = \frac{60 \times V_0}{RPM \times D_{pr}} \quad (6)$$

onde:

- J = razão de avanço.
- V_0 = velocidade em ft/s.
- D_{pr} = Diâmetro da hélice em ft.

O consumo específico de combustível (c) é um termo utilizado para verificar a eficiência com a qual um motor está consumindo combustível e transformando em potência. Para um motor de combustão interna a pistão, o consumo específico de combustível (c) é definido pela Eq. (7),

$$c = - \frac{\dot{W}_f}{P} \quad (7)$$

onde, P é a potência efetiva e \dot{W}_f é a taxa de variação do peso de combustível ao longo do voo.

Do ponto de vista de performance, queremos analisar o consumo de combustível por milha voada de determinada aeronave conforme apresentado pela Eq.(8):

$$\frac{\text{lb de combustível consumidas}}{\text{milhas}} = \frac{c \cdot HP_r}{\eta_{pr} \cdot V_\infty} \quad (8)$$

Os fabricantes de motores fornecem o manual do operador, o qual apresenta a descrição completa do motor e suas características juntamente com as cartas de performance. Neste manual é possível obter a curva de potência a qual apresenta a relação entre a RPM e a potência requerida para movimentar a hélice a uma determinada velocidade. De acordo com Charles Sawyer (1949) a Eq. (9) descreve a relação entre potência requerida e rotações por minuto.

$$HP = K \times RPM^3 \quad (9)$$

onde K é uma constante que depende de fatores característicos do motor e das condições de operação. Esta curva de potência também apresenta o consumo específico do motor para determinada potência requerida para movimentar a hélice, essa curva será apresentada e utilizada na seção 5.9

Pelo mesmo motivo apresentado no primeiro parágrafo da seção 2.2 o qual consideramos a potência efetiva constante com a velocidade o consumo específico é considerado também constante nesse trabalho, pois a pressão de estagnação na

entrada do carburador é baixa logo não causa grandes alterações no consumo específico.

2.3. Perfil de missão

O ponto de partida para a análise de desempenho é a realização de uma tarefa pela aeronave. Essa tarefa determina qual o perfil de missão que será cumprido. O perfil de missão de qualquer aeronave é determinado e analisado sempre pelas fases do voo.

As fases do voo podem ser definidas como as diferentes etapas que uma aeronave tem que cumprir em terra e no ar, tais como: partida, aquecimento, cheque em terra, decolagem, transição de decolagem a subida, subida, transição de subida a voo cruzeiro, voo cruzeiro, descida, pouso e parada (ANTAS, 1979). Variados perfis de missão podem ser definidos para a mesma aeronave.

A Figura 6 apresenta a representação de um perfil de missão geral para uma aeronave.

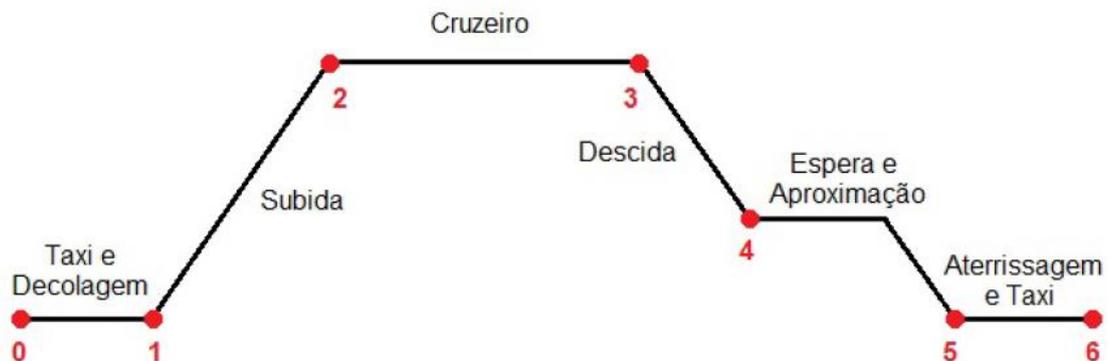


Figura 6: Fases do voo. **Fonte:** GARCIA, M. L. Análise de Desempenho de uma Aeronave Executiva a Jato. 2018.

De acordo com o propósito da aeronave, podemos combinar as fases de um voo de diferentes formas. As aeronaves civis geralmente têm como missão se deslocar de um ponto A para um ponto B e devem considerar uma necessidade de continuar até um ponto C caso não seja possível aterrissar no ponto B. Podemos definir o ponto A como aeródromo de partida e o ponto B como aeródromo de destino, já o ponto C é chamado de aeródromo de alternativa, logo para este caso deve ser analisado as fases de voo entre o trecho A e B e após entre o trecho B e C.

No referido trabalho, consideraremos o desempenho aeronáutico nas seguintes fases do voo, as quais foram definidas baseando-se no programa de

treinamento básico de pilotos e por ser o perfil mais comum encontrado neste programa:

- Táxi e Decolagem
- Subida
- Cruzeiro
- Aproximação e Espera
- Aterrisagem e Taxi

Cada missão apresenta uma combinação das diferentes etapas apresentadas acima e serão detalhadas na seção 4.2.

2.3.1. Decolagem

A decolagem é a fase inicial de um voo, ela corresponde ao momento em que um avião é acelerado a partir de um estado de repouso até atingir uma velocidade segura para o voo e início da subida (GARCIA, 2018).

Ao realizarmos uma análise de desempenho de uma decolagem buscamos saber a distância que o avião irá percorrer ao longo da pista até sair do solo, essa distância é denotada por s_g . A distância total de decolagem também inclui a distância percorrida até livrar os obstáculos. O RBAC 23 da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) diz que a altura para livrar obstáculos de aeronaves civis de categoria normal é de 50 pés. Essa distância é denotada por s_a . A Figura 7 demonstra as duas etapas de uma decolagem.

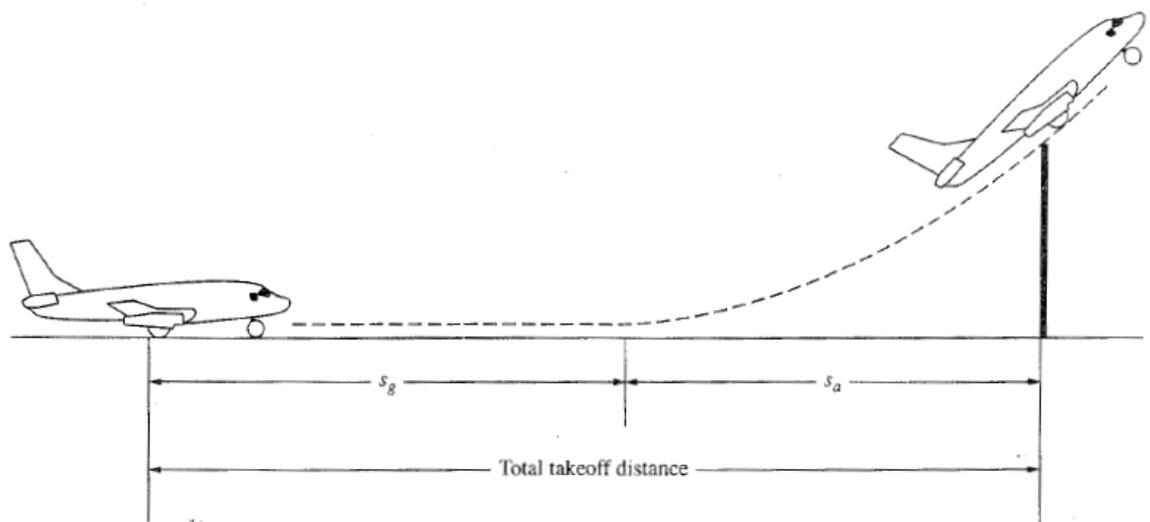


Figura 7: Distância total de decolagem. **Fonte:** Anderson (1999).

A equação do movimento durante a corrida de decolagem pode ser obtida utilizando a segunda lei de Newton. A Figura 8 apresenta o diagrama de forças da aeronave durante a corrida de decolagem.

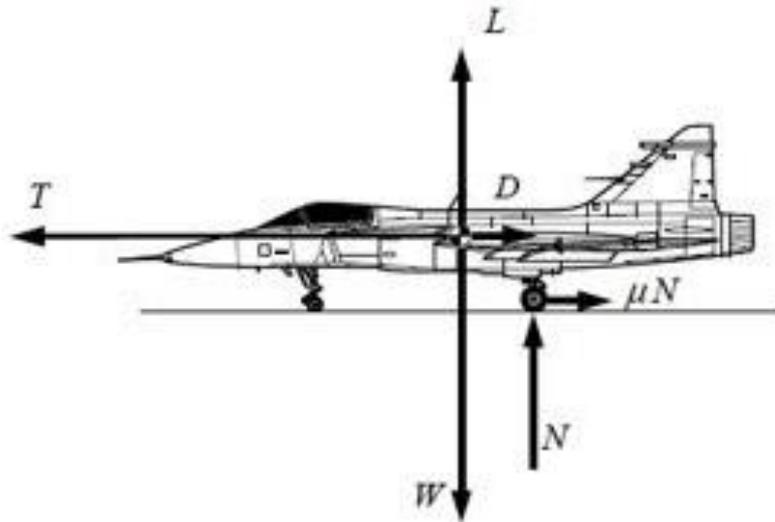


Figura 8: Forças atuantes durante a corrida de decolagem. **Fonte:** GARCIA, M. L. Análise de Desempenho de uma Aeronave Executiva a Jato. 2018.

Aplicando a segunda lei de Newton para as forças na horizontal, conforme a Eq.(10), e em seguida na vertical dado o equilíbrio de força, conforme Eq. (11),

$$\sum F_{horizontal} = T - D - \mu N = m \frac{dV}{dt} \quad (10)$$

$$\sum F_{vertical} = L + N - W = 0 \quad (11)$$

Origina-se a Eq. (12), que consiste em uma simplificação da equação do movimento para a decolagem:

$$m \frac{dV_{\infty}}{dt} = T - D - \mu(W - L) \quad (12)$$

Na qual m corresponde a massa, T a tração, D o arrasto, W o peso e L a sustentação da aeronave.

Analisando apenas o lado direito da Eq. (12), temos que a tração varia com a velocidade durante a corrida de decolagem. Conforme explicado na seção 2.2 temos que uma aeronave a pistão movido à hélice tem a potência constante e é calculada conforme a Eq. (13):

$$P = T \cdot V \quad (13)$$

O arrasto pode ser calculado pela Eq. (14):

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_d \quad (14)$$

A polar de arrasto (C_d) representa uma curva que mostra a relação entre o coeficiente de arrasto e o coeficiente de sustentação de uma aeronave completa. Essa relação é expressa através da Eq. (15) que pode ser representada por um gráfico denominado polar de arrasto.

$$C_d = C_{d,0} + K C_l^2 \quad (15)$$

Durante a corrida de decolagem o valor de C_d não pode ser obtido pela fórmula convencional apresentada na Eq. (15) devido a dois principais motivos, o primeiro é que com o trem de pouso completamente estendido o valor de $C_{d,0}$ é maior do que com o trem de pouso recolhido, outro fator é a proximidade das asas com o solo levando a uma redução do arrasto induzido, esse efeito se chama efeito solo ou *ground effect* fazendo com que a aeronave flutue antes da velocidade de decolagem. As aeronaves de asa alta sofrem um efeito solo menores em comparação com aeronaves de asa baixa.

Uma expressão aproximada para o acréscimo do $C_{d,0}$ devido aos efeitos do trem de pouso é dada conforme Eq. (16) (ANDERSON, 1999):

$$\Delta C_{d,0} = \frac{W}{S} k_{uc} m^{-0,125} \quad (16)$$

Onde, $\frac{W}{S}$ é a razão do carregamento de asa, m é a massa máxima da aeronave e o fator k_{uc} depende da deflexão de *flaps* utilizada. A redução no arrasto induzido devido ao efeito solo pode ser aproximada utilizando a Eq. (17),

$$\frac{C_{di}(in - ground\ effect)}{C_{do}(out - of - ground - effect)} = G = \frac{(16h/b)^2}{1 + (16h/b)^2} \quad (17)$$

onde h é a altura da asa em relação ao solo e b é a envergadura da asa.

A polar de arrasto, durante a corrida de decolagem, pode ser aproximada pela seguinte Eq. (18) (ANDERSON, 1999):

$$C_d = C_{d,0} + \Delta C_{d,0} + (k_1 + Gk_3)C_l^2 \quad (18)$$

O valor do coeficiente de atrito depende do tipo de superfície em que a aeronave está realizando sua corrida de decolagem, para pistas de asfalto ou concreto o coeficiente de atrito varia entre 0,03 e 0,05.

Terminando de analisar o lado direito da Eq. (12), tem-se que W é o peso da aeronave e será considerado constante. A força de sustentação L é dada pela Eq. (19):

$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot S \cdot C_l. \quad (19)$$

Substituindo as Eq. (17), (18), (19) em (12) e sabendo-se que $m = \frac{W}{g}$ e $k_3 = \frac{1}{\pi e AR}$, temos a Eq.(20):

$$\frac{dV_{\infty}}{dt} = g \left\{ \frac{T}{W} - \mu_r - \frac{\rho_{\infty}}{2 \left(\frac{W}{S}\right)} \left[C_{d,0} + \Delta C_{d,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR} \right) C_l^2 - \mu_r C_l \right] V_{\infty}^2 \right\} \quad (20)$$

A fim de simplificar a Eq.(20), são definidas as variáveis auxiliares K_t e K_a conforme Eq. (21) e (22).

$$K_t = \frac{T}{W} - \mu_r \quad (21)$$

$$K_a = \frac{-\rho_\infty}{2\left(\frac{W}{S}\right)} \left[C_{d,0} + \Delta C_{d,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR} \right) C_l^2 - \mu_r C_l \right] \quad (22)$$

Assim, é possível expressar a Eq. (20) de forma sucinta, como na Eq. (23).

$$\frac{dV_\infty}{dt} = g(K_t - K_a V_\infty^2) \quad (23)$$

Já a distância de corrida de decolagem pode ser calculada conforme Eq. (24)

$$s_g = \int_0^{V_{LO}} \frac{d(V_\infty^2)}{2g(K_t - K_a V_\infty^2)} \quad (24)$$

A equação acima não considera nenhuma simplificação. De uma forma analítica, podemos analisar a equação acima considerando que K_t e K_a são constantes:

- Para K_t temos que T/W é constante, essa consideração não satisfaz o modelo de aeronave que estamos analisando, pois o valor de T varia com a velocidade de acordo com a Eq. (13). Para aeronaves a hélice existe uma variação média na corrida de decolagem e de acordo com Anderson (1999) podemos assumir que T é constante quando $V_\infty = 0,7V_{LO}$
- Devemos considerar que a distância de corrida de decolagem percorrida varia durante o período de rotação. De acordo com Raymer (1992) para aeronaves pequenas o tempo de início de rotação e o momento que a aeronave realmente sai do solo é de 1 segundo. Logo, a distância percorrida durante a rotação varia $1 \times V_{LO}$ para aviões pequenos.

Temos então que a distância de corrida de decolagem pode ser calculada conforme Eq. (25), essa equação será utilizada para a obtenção dos resultados.

$$s_g = \frac{1}{2gK_a} \ln \left(1 + \frac{K_a}{K_t} V_{LO}^2 \right) + NV_{LO} \quad (25)$$

onde N é o tempo gasto durante a rotação. Outra abordagem, a qual possibilita a análise de parâmetros de design de forma mais clara para o cálculo da distância de corrida de decolagem também pode ser escrita como apresentada na Eq. (26):

$$s_g = \frac{1,21 \frac{W}{S}}{2g\rho_\infty C_{lmax} \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu_r \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]_{0,7V_{LO}}} + 1,1N \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{lmax}}} \quad (26)$$

A Eq. (26) nos permite visualizar que os parâmetros de design têm uma importante influência na distância de corrida de decolagem. Verificamos que s_g varia diretamente com o aumento da relação $\frac{W}{S}$, inversamente com a relação $\frac{T}{W}$ e com o coeficiente máximo de sustentação (C_{lmax}) e também inversamente com a densidade atmosférica, por esse motivo que em dias mais quentes, nos quais a densidade do ar é menor, teremos uma distância de corrida de decolagem maior.

Completando análise de performance da decolagem é analisado a distância horizontal percorrida pela aeronave até livrar o obstáculo. A Figura 9 demonstra esse processo:

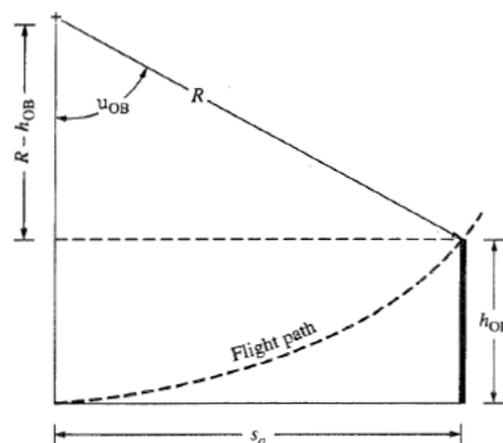


Figura 9: Distância de decolagem após a rotação. **Fonte:** Anderson (1999).

A partir da Figura 9, temos que o termo R é o raio da trajetória de voo da aeronave. De acordo com Anderson (1999), esse termo pode ser calculado pela Eq. (27):

$$R = \frac{6,96V_{stall}^2}{g} \quad (27)$$

A partir de uma análise geométrica da Figura 9 é possível verificar que o ângulo de subida da aeronave e a distância horizontal percorrida pela aeronave até livrar o obstáculo é representando, respectivamente, pelas Eq. (28) e (29):

$$u_{ob} = \cos^{-1}\left(1 - \frac{h_{ob}}{R}\right) \quad (28)$$

$$s_a = R \sin u_{ob} \quad (29)$$

2.3.2. Subida

O voo em subida corresponde à etapa de voo entre a decolagem e o voo de cruzeiro, é nesse momento em que a aeronave ganha altitude até atingir a fase de cruzeiro. O ângulo de subida μ corresponde ao ângulo formado entre a trajetória do voo, ou seja, a direção do voo em relação ao vento relativo e a horizontal, conforme apresentado na Figura 10. Vale lembrar também que o ângulo de subida não corresponde ao ângulo de ataque da aeronave. O ângulo de ataque é formado entre a trajetória do voo e a corda da asa.

Analisando a Figura 10 é possível determinar a equação de movimento para o voo em subida.

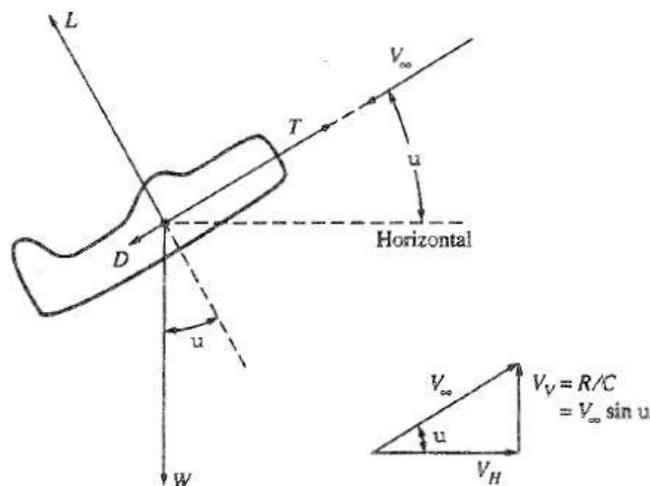


Figura 10: Voo em subida. **Fonte:** Anderson (1999).

Para esse caso iremos considerar um voo em subida sem aceleração e realizando uma análise análoga a realizada para a equação de movimento durante a decolagem, teremos as Eq. (30) e (31):

$$\sum F_{horizontal} = m \frac{dV}{dt} = T \cos \gamma - D - W \sin \gamma = 0 \quad (30)$$

$$\sum F_{vertical} = L + T \sin \gamma - W \cos \gamma = 0 \quad (31)$$

A fim de simplificar as expressões acima, vamos considerar que a tração se encontra na mesma direção da trajetória do voo, logo às expressões acima se tornam nas Eq. (32) e (33):

$$\sum F_{horizontal} = m \frac{dV}{dt} = T - D - W \sin \gamma = 0 \quad (32)$$

$$\sum F_{vertical} = L - W \cos \gamma = 0 \quad (33)$$

A Figura 10 apresenta também a decomposição do vetor velocidade V_{∞} , é possível verificar a componente vertical a V_v , a qual é por definição a taxa de subida da aeronave definida como R/C e a componente horizontal V_h .

A taxa de subida pode ser calculada conforme Eq. (34):

$$\frac{R}{C} = V_{\infty} \sin \gamma \quad (34)$$

Multiplicando a Eq. (34) por V_{∞}/W , temos a Eq. (35):

$$\frac{R}{C} = V_{\infty} \sin \gamma = \frac{TV_{\infty}}{W} - \frac{DV_{\infty}}{W} \quad (35)$$

onde, TV_{∞} é a potência disponível e DV_{∞} é a potência requerida para vencer o arrasto, chamaremos de potência excessiva a diferença $TV_{\infty} - DV_{\infty} = \text{potência excessiva}$.

Dentro da análise de performance de subida de uma aeronave, podemos obter dois parâmetros de design de forma a otimizar o voo em subida, são eles: ângulo máximo de subida (γ_{max}) e a taxa de maior razão de subida $(R/C)_{max}$. Inicialmente é analisado o caso de ângulo máximo de subida.

O ângulo de subida para uma aeronave é calculado pela Eq. (36):

$$\sin \gamma = \frac{\eta_{pr} P}{V_{\infty}} - \frac{1}{2} \rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{-1} \cdot C_{d,0} - \frac{W}{S} \cdot \frac{2K}{\rho_{\infty} \cdot V_{\infty}^2} \quad (36)$$

Essa equação não fornece diretamente o ângulo máximo de subida, para isso é necessário calcular a velocidade que fornece o maior ângulo de subida. Podemos encontrar essa velocidade de forma aproximada para uma aeronave a pistão por (ANDERSON, 1999):

$$V_{\gamma_{max}} \approx \frac{4(W/S)K}{\eta_{pr} \rho_{\infty} \left(\frac{P}{W}\right)} \quad (37)$$

logo, para obter (γ_{max}) é necessário inserir a Eq. (37) na Eq. (36):

$$\sin \gamma_{max} = \frac{\eta_{pr} P}{V_{\gamma_{max}}} - \frac{1}{2} \rho_{\infty} \cdot V_{\gamma_{max}}^2 \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{-1} \cdot C_{d,0} - \frac{W}{S} \cdot \frac{2K}{\rho_{\infty} \cdot V_{\gamma_{max}}^2} \quad (38)$$

Analisando a taxa de maior razão de subida $(R/C)_{max}$ de uma aeronave a pistão a partir da Eq. (35), temos que a taxa de maior razão de subida pode ser escrita conforme Eq. (39).

$$(R/C)_{max} = \frac{\text{potência excessiva máxima}}{W} \quad (39)$$

A potência excessiva máxima ocorre quando a aeronave se encontra na velocidade de voo para potência mínima requerida. A potência mínima requerida

ocorre quando a aeronave esta voando a $\left(\frac{C_l^{3/2}}{C_d}\right)_{max}$. A velocidade para a taxa de maior razão de subida é escrita pela Eq. (40):

$$V_{(R/C)_{max}} = \left(\frac{2}{\rho_{\infty}} \frac{W}{S} \sqrt{\frac{K}{3C_{d,0}}} \right)^{1/2} \quad (40)$$

A expressão para a taxa de maior razão de subida para uma aeronave a pistão é dada pela Eq. (41):

$$(R/C)_{max} = \frac{\eta_{pr} P}{W} - \frac{2}{\rho_{\infty}} \sqrt{\frac{K}{3C_{d,0}}} \cdot \left(\frac{W}{S}\right)^{1/2} \cdot \frac{1,155}{\left(\frac{L}{D}\right)_{max}} \quad (41)$$

Note-se que a partir da equação Eq. (41), o termo que mais gera influência sobre $(R/C)_{max}$ é a relação potência-peso, isso significa que quanto maior essa razão, maior será a razão de subida máxima, verificamos também que $(R/C)_{max}$ decresce com um aumento de $\frac{W}{S}$, já para o caso de $V_{(R/C)_{max}}$, um aumento de $\frac{W}{S}$ gera um aumento também na velocidade para a taxa de maior razão de subida, finalmente, verificamos também que um aumento na altitude gera um aumento na $V_{(R/C)_{max}}$ e um decréscimo na $(R/C)_{max}$.

O tempo de subida t_s de uma aeronave é calculado pela Eq. (42):

$$t_s = \frac{\Delta h}{\left(\frac{R}{C}\right)} \quad (42)$$

O consumo de combustível é calculado pela Eq. (43) (RAYMER,1992):

$$W_{fuel} = -cT_a \cdot t_s \quad (43)$$

2.3.3 Cruzeiro

O voo de cruzeiro corresponde ao voo nivelado, no qual a altitude e velocidade são constantes, ou seja, a aeronave se encontra sem aceleração. A Figura 11 apresenta o diagrama de forças para um voo nivelado em cruzeiro.

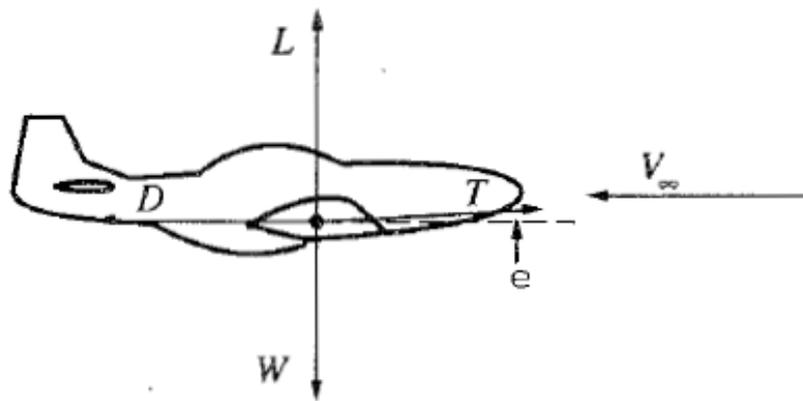


Figura 11: Diagrama de forças para o voo nivelado em cruzeiro. **Fonte:** Anderson (1999).

As equações de movimento que descrevem essa fase do voo são apresentadas pelas Eq. (44) e (45):

$$T = D \quad (44)$$

$$L = W \quad (45)$$

A distância percorrida horizontal pela aeronave ou do inglês *range* é calculado utilizando a Equação de Breguet apresentada pela Eq. (46):

$$Range = \frac{\eta_{pr}}{c} \frac{L}{D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (46)$$

onde, η_{pr} é a eficiência da hélice, W_0 é o peso bruto da aeronave, do inglês *gross weight* e W_1 o peso da aeronave com os tanques de combustível vazio. Analisando

a equação acima é possível verificar que para a condição de distância máxima percorrida pela aeronave é necessário voar em uma condição de $(\frac{L}{D})_{max}$.

O efeito do vento pode interferir com a distância que uma aeronave pode percorrer, por exemplo, se uma aeronave voar com vento de proa seu *range* máximo irá reduzir. Considerando a influência do vento, temos que o alcance é dado pela Eq. (47):

$$Range = \frac{\eta_{pr}}{c} \frac{V_g L}{V_\infty D} \ln \frac{W_0}{W_1} \quad (47)$$

onde, V_g é a velocidade da aeronave em relação ao solo.

2.3.4. Descida e Espera

O voo em descida corresponde à etapa de voo entre o cruzeiro e o pouso, é nesse momento em que o avião perde altitude até iniciar a aproximação final para o seu destino.

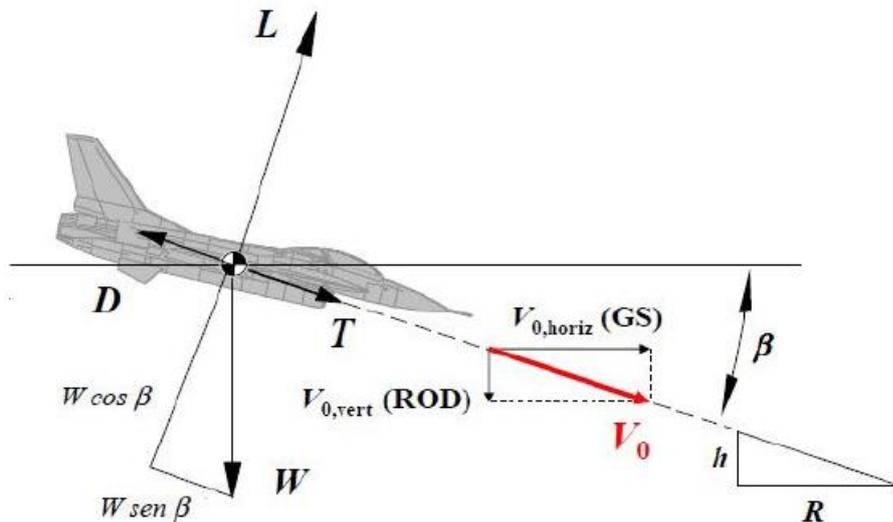


Figura 12: Diagrama de forças para o voo em descida. **Fonte:** GARCIA, M. L. Análise de Desempenho de uma Aeronave Executiva a Jato. 2018.

As equações de movimento para o voo em descida são as mesmas para o voo em subida com a velocidade constante, basta que a tração disponível seja inferior à potência requerida para que tenhamos um ângulo negativo, o que significa uma descida.

A equação do ângulo de descida β é dada pela Eq.(48):

$$\beta = \sin^{-1}\left(\frac{ROD}{V_0}\right) \quad (48)$$

onde, ROD é a razão de descida e V_0 a velocidade da aeronave.

Para uma condição de espera, o operador de uma aeronave necessita que seu avião voe em condição que gaste o mínimo possível de combustível, ou seja, uma condição de máxima autonomia, para aeronaves a pistão a autonomia pode ser calculada pela Eq. (49):

$$E = \frac{\eta_{pr}}{c} \sqrt{2\rho_{\infty}S} \frac{C_l^{3/2}}{C_d} (W_1^{-1/2} - W_0^{-1/2}) \quad (49)$$

A partir da Eq.(49) podemos notar que para uma condição de máxima autonomia temos que voar em uma condição de $\frac{C_l^{3/2}}{C_d}$ máxima.

2.3.5. Pouso

A análise de desempenho do pouso é análoga a de decolagem, porém é feita de modo reverso. De acordo com Anderson (1999) a distância de pouso começa quando a aeronave livra os obstáculos, os quais são considerados a 50 pés de altura em relação ao solo conforme apresentado na Figura 13 a velocidade V_a deve ser $1,3V_{stall}$. A altura h_f indica a posição que o avião inicia a transição do voo em descida para o voo horizontal e conseqüentemente o toque na pista, essa transição é chamada de *flare*, a trajetória de voo desse momento é um arco circular de raio R. A distância s_a é chamada de distância de aproximação, A distância percorrida durante o *flare* é chamada de s_f e a distância a qual a aeronave toca o solo e reduz a velocidade até para é chamada de s_g .

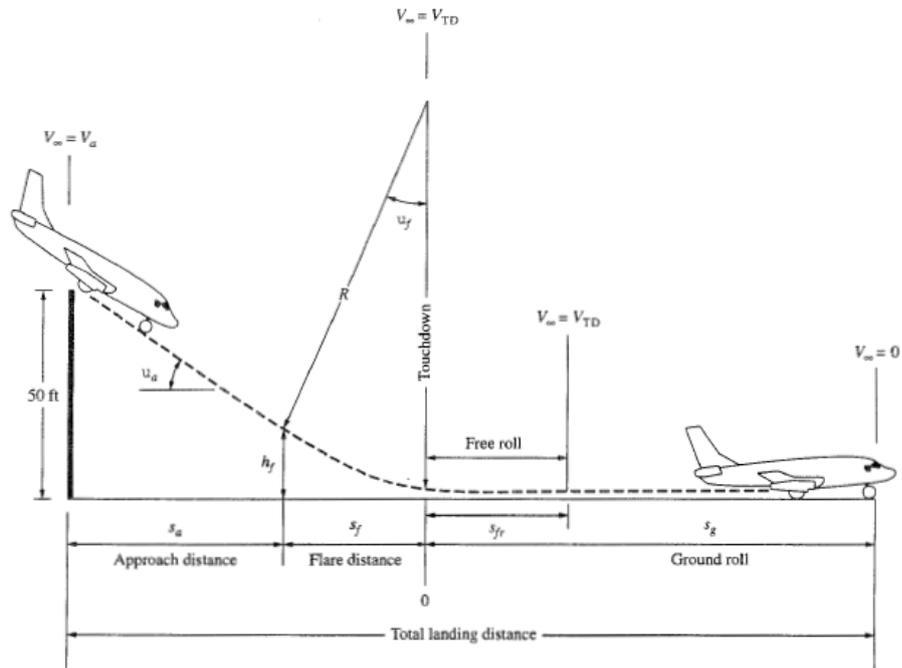


Figura 13: Distância de pouso. **Fonte:** Anderson (1999).

A distância de aproximação s_a depende do ângulo de aproximação u_a conforme apresentado na Figura 13. A Figura 14 apresenta o diagrama de forças de um avião durante sua aproximação

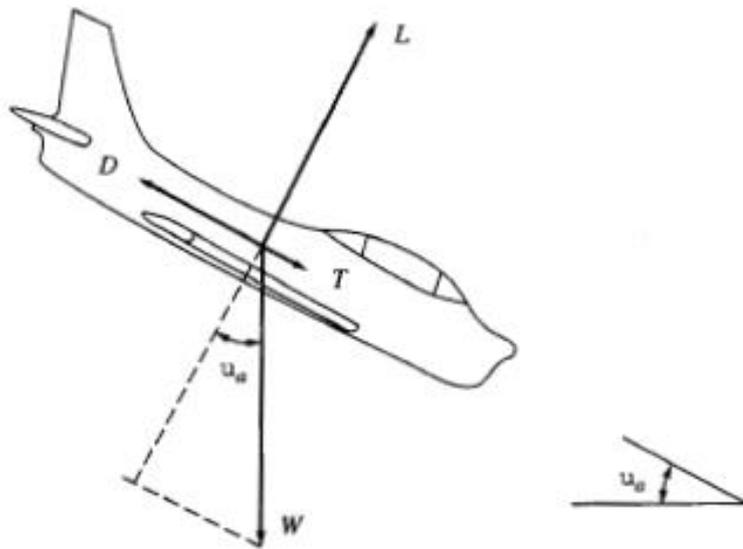


Figura 14: Diagrama de forças durante a aproximação. **Fonte:** Anderson (1999).

Assumindo condições de equilíbrio, teremos as Eq. (50) e (51) para o movimento de descida:

$$L = W \cos u_a \quad (50)$$

$$D = T + W \sin u_a \quad (51)$$

Logo, a partir da Eq. (51), teremos a Eq. (52):

$$\sin u_a = \frac{D - T}{W} \quad (52)$$

A altura h_f pode ser analisada pela Figura 15. Nessa imagem vemos que a trajetória do *flare* é um arco tangente à trajetória de aproximação e ao solo logo, $u_f = u_a$. A altura h_f é calculada pelas Eq. (53) e (54):

$$h_f = R - R \cos u_f \quad (53)$$

$$h_f = R (1 - \cos u_a) \quad (54)$$

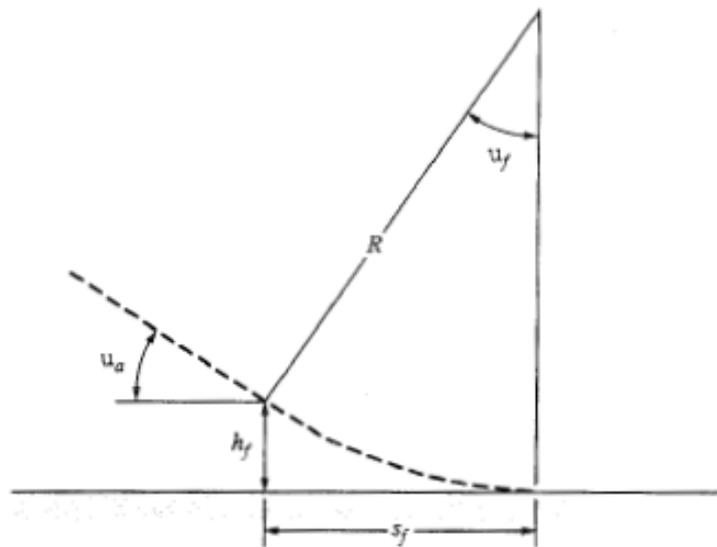


Figura 15: Geometria do *flare*. Fonte: Anderson (1999).

De acordo com Anderson (1999), R é calculado pela Eq. (55):

$$r = \frac{V_f^2}{0,2g} \quad (55)$$

Logo, podemos calcular a distância de aproximação analisando a Figura 13 pela Eq. (56):

$$S_a = \frac{50 - h_f}{\tan u_a} \quad (56)$$

A distância do *flare* é calculada realizando uma análise geométrica utilizando a Figura 15, chegando assim as Eq. (57) e (58):

$$S_f = R \sin u_f \quad (57)$$

Ou,

$$S_f = R \sin u_a \quad (58)$$

Para o caso da distância necessária que a aeronave irá percorrer até parar completamente temos que analisar o mesmo diagrama de forças apresentado na Figura 8, porém de acordo com Anderson (1999) durante um pouso normal a aeronave reduz sua potência para *idle*, essa é a potência na qual os motores não produzem tração, logo teremos que $T = 0$. Reescrevendo a Eq. (10) Teremos a Eq. (59):

$$\sum F_{horizontal} = -D - \mu(W - L) = m \frac{dV}{dt} \quad (59)$$

De forma análoga a demonstração realizada para distância de decolagem, a distância de pouso é calculada pela Eq. (60):

$$S_g - S_{fr} = \frac{1}{2gJ_a} \ln \left(1 + \frac{J_a}{J_t} V_{TD}^2 \right) \quad (60)$$

De acordo com Raymer (1992), a distância de rolagem livre ou *free roll* corresponde ao tempo que o piloto leva para aplicar os freios durante o pouso, a

qual depende da técnica do piloto. Geralmente esse tempo varia de 1 a 3 segundos. Tomando N como esse tempo, podemos reescrever a Eq. (60) e obter a Eq. (61):

$$S_g = \frac{1}{2gJ_a} \ln \left(1 + \frac{J_a}{J_t} V_{TD}^2 \right) + NV_{TD} \quad (61)$$

onde:

$$J_t = \mu_r \quad (62)$$

$$J_a = \frac{\rho_\infty}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} \left[C_{d,0} + \Delta C_{d,0} + \left(k_1 + \frac{G}{\pi e AR} \right) C_l^2 - \mu_r C_l \right] \quad (63)$$

A velocidade de toque (V_{TD}) não deve ser menor que jV_{stall} , para o caso de aeronaves civis $j = 1,15$ (ANDERSON, 1999). A velocidade de *stall* (V_{stall}) é calculada pela Eq. (64):

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{lmax}}} \quad (64)$$

De acordo com Anderson (1999) a equação para a distância necessária de pouso pode ser reescrita pela Eq. (65):

$$S_g = \frac{j^2 \frac{W}{S}}{g \rho_\infty C_{lmax} \left[\frac{D}{W} + \mu_r \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]_{0,7V_{TD}}} + jN \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{lmax}}} \quad (65)$$

A Eq. (65) nos permite verificar alguns parâmetros de design durante o pouso, verificamos que S_g varia diretamente com o aumento da relação $\frac{W}{S}$, inversamente com o coeficiente máximo de sustentação e também inversamente com a densidade.

2.5 Requisitos de performance – RBAC 023 (ANAC)

Nesta seção será apresentado alguns requisitos de performance solicitados pela agência nacional de aviação civil (ANAC) para aeronave de categoria normal. A aeronave de referência utilizada neste trabalho foi certificada através do CAR Part 3 de 1949, emitido pela *Federal Aviation Administration* – FAA porém essa certificação já foi descontinuada pela agência reguladora do Estados Unidos.

Atualmente para concessão de certificados de tipo para aviões categoria normal é utilizado como referência o regulamento Title 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 23, Emenda 23-64, em vigor desde 30 de agosto de 2017, da autoridade de aviação civil reguladora dos Estados Unidos (FAA). Foi possível obter através do órgão regulador americano a correlação das seções entre o CAR part 3 e o 14 CFR part 23. Os requisitos são apresentados através da Tabela 1.

Tabela 1: Requisitos de performance aeronave monomotora

Desempenho de decolagem	
Aviões monomotores	O desempenho de decolagem inclui a determinação da rolagem no solo e a distância inicial de subida até 50 pés acima da superfície de decolagem
O requerente deve determinar o desempenho de decolagem da aeronave levando em conta:	<ul style="list-style-type: none"> • Margens de segurança para velocidade de estol; • Velocidades mínimas de controle; • Gradientes de subida.
Requisitos de subida	
Aeronaves monomotoras terrestres de baixa velocidade	Gradiente de subida de 8,3 %
O requerente deve determinar o desempenho de subida em cada peso, altitude, e temperatura ambiente dentro das limitações operacionais	
Para arremetida, um gradiente de subida de 3 por cento sem criar uma carga de trabalho indevida ao piloto, com o trem de pouso estendido e os flapes na(s) configuração(ões) de pouso.	
O requerente deve determinar o desempenho de planeio para aviões monomotores após uma perda total de empuxo.	
Requisitos de pouso	
Aviões monomotores	O desempenho de pouso inclui a determinação da rolagem no solo e a distância a partir de uma altura de 50 pés acima da superfície.
As velocidades de aproximação e pouso, configurações e procedimentos que permitam a um piloto de habilidade mediana pousar de forma consistente dentro da distância de pouso publicada e sem causar danos ou lesões, e que permita uma transição segura para as condições de arremetida deste regulamento levando em conta	<ul style="list-style-type: none"> • Margem de segurança da velocidade de estol; • Velocidades mínimas de controle.

Fonte: Adaptado do CAR Part 3 de 1949 – FAA.

3. METODOLOGIA

O tipo de pesquisa realizada neste trabalho é exploratório, a qual compreende uma revisão teórica sobre parâmetros de desempenho e posterior comparação com parâmetros presentes em tabelas de performance da aeronave.

Inicialmente, os cálculos baseados nas equações de desempenho serão realizados de forma analítica com auxílio do software MATLAB®. Também serão obtidos através do manual da aeronave os dados de performance fornecidos pela fabricante para verificar a validade e os erros dos cálculos analíticos realizados. Análises paramétricas e confrontamento de dados serão realizados também com o auxílio desse software.

Uma vez que se pretende comparar dados experimentais e teóricos deve-se estudar e planejar as melhores abordagens tanto para o levantamento de dados quantitativos reais quanto técnicas para confrontar parâmetros teóricos e práticos, de forma a garantir a seguridade dos dados e a eficiência das comparações a serem realizadas.

Os resultados obtidos serão expostos em forma de tabelas e gráficos, de forma a tornar mais didática a comparação, exposição e discussão dos dados obtidos.

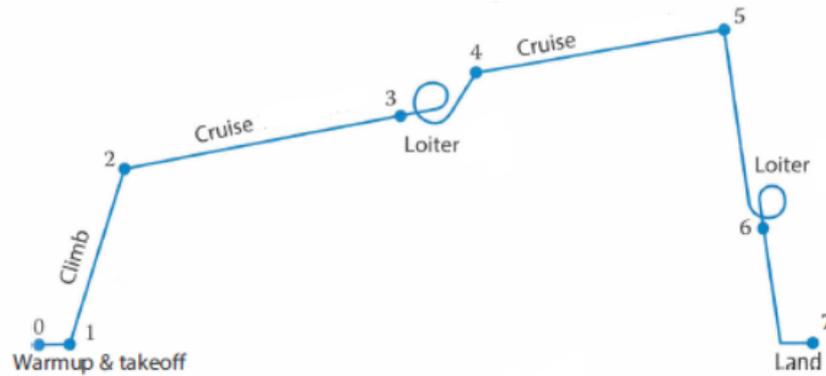
3.1. Metodologia de análise de missão

Ao iniciar uma análise de missão é necessário definir qual o perfil a ser analisado, é a partir dela que é possível saber a altitude de cruzeiro, quantas subidas, descidas ou esperas serão realizadas durante o voo. Para este trabalho foram definidas cinco missões diferentes, as quais são chamadas de perfil “A”, “B”, “C”, “D” e “E” e serão explicadas com maior detalhe no capítulo 4.

A segunda etapa é verificar as condições iniciais do voo como, por exemplo, aeródromo de partida, comprimento da pista, temperatura e etc.

A partir das condições iniciais do voo é possível iniciar uma análise de desempenho e obter dados tais como distância de decolagem, pouso e razão de subida. Um parâmetro de grande importância para o desempenho quando vamos analisar uma missão é o consumo de combustível a bordo de uma aeronave, para isso é importante analisar a fração de peso em cada fase do voo.

A fração de peso nos permite analisar a taxa de consumo de combustível em cada etapa do voo, ela é calculada em cada fase do voo como a razão entre o peso final e o peso inicial da etapa. A Figura 16 apresenta a fração de peso por cada etapa do voo.



$$\frac{W_7}{W_0} = \frac{W_1}{W_0} \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6}$$

Figura 16: Fração de peso. **Fonte:** Autor.

A fração de combustível total representa a taxa de consumo de combustível entre o final da missão e o início e pode ser calculada como o produto das frações de combustível de cada fase do voo. A partir da análise da fração de combustível podemos analisar a eficiência de cada missão. De acordo com Gundmudsson (2014) a fração de peso para uma aeronave a pistão monomotor tem os dados apresentados na Tabela 2.

Tabela 2: Fração de peso para uma aeronave a pistão monomotor

Aeronave a pistão monomotor	
Aquecimento e decolagem	0,995
Subida	0,988
Descida	0,997
Pouso	0,995

Fonte: Adaptado de GUNDMUDSSON (2014).

3.2. Metodologia de aquisição de dados experimentais

Inicialmente será traçado com auxílio do site do software EWAC SUL o respectivo perfil de missão a ser analisado, os quais podem ser visualizados nas Figura 17, Figura 18 e Figura 19.

A Figura 17 representa o perfil lateral da missão A e B, o qual apresenta um voo de treinamento local com decolagem e pouso partindo do mesmo aeródromo. Na parte inferior da imagem é apresentado o aeroporto enquanto a linhas em vermelho que se apresentam na vertical representam o trecho da ida e de regresso. A linha em vermelho na horizontal representa o trecho onde é realizado as manobras do voo.

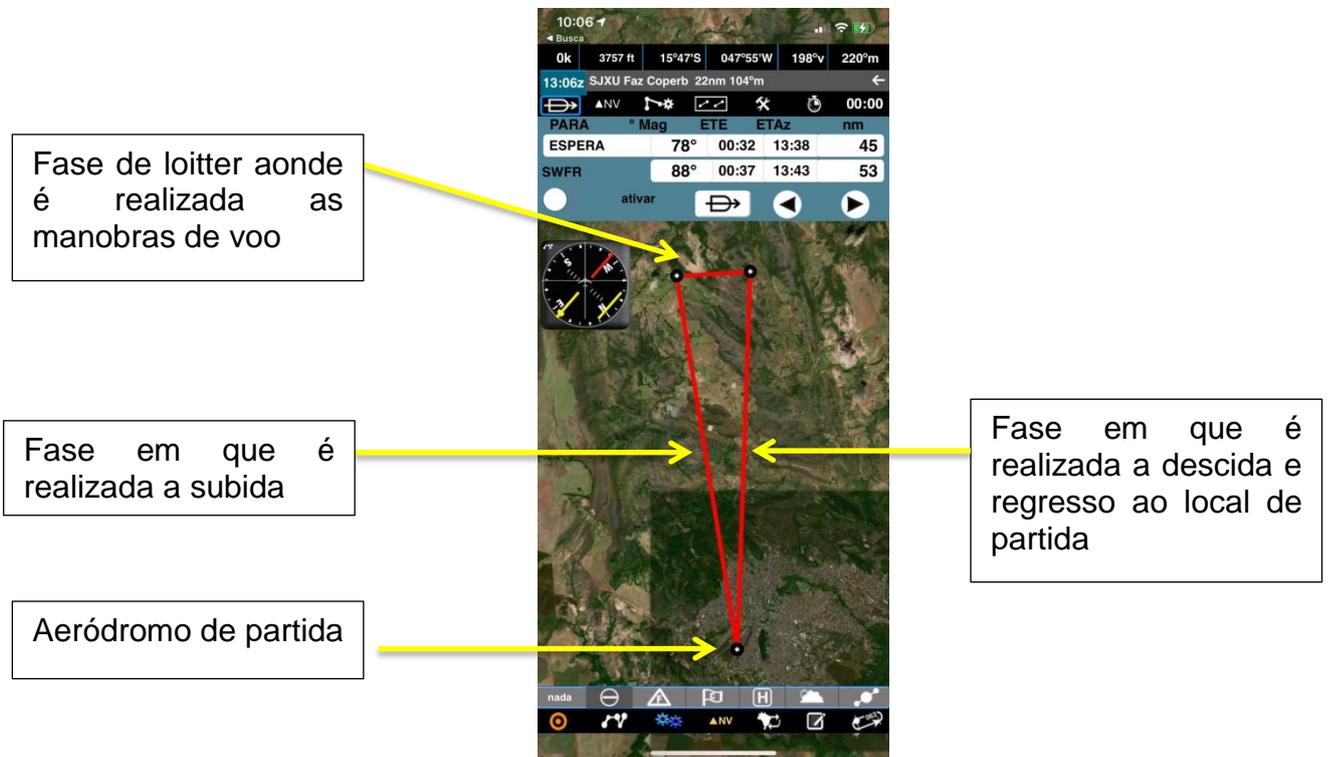


Figura 17: Perfil lateral das missões A e B. **Fonte:** (Autor).

A Figura 18 representa o perfil de missão C e nela é demonstrada uma missão de toque arremetida onde a aeronave “circula” o aeroporto que está centralizado na imagem.



Figura 18: Perfil lateral da missão C. **Fonte:** (Autor).

A Figura 16 apresenta o perfil lateral da missão C e D. Neste perfil é apresentado um voo de navegação com partida e destino do mesmo aeródromo, o qual é apresentado no primeiro ponto superior a direita da imagem. O ultimo ponto a esquerda na parte mais inferior da Figura 16 é o aeroporto onde se realizará o toque e arremetida e posteriormente o regresso ao local de partida. A rota em vermelho representa tanto a ida como a volta da navegação.



Figura 19: Perfil lateral da missão C e D. **Fonte:** (Autor).

Com o auxílio dos pilotos será possível obter os parâmetros encontrados em voo, para isso será preenchido ao término de cada voo uma tabela com alguns parâmetros de desempenho encontrados para o respectivo voo, o qual é apresentado no APÊNDICE A. As distâncias de decolagem e pouso serão confrontadas apenas com as tabelas de performance da aeronave, infelizmente não será possível obter esses parâmetros devido a inviabilidade financeira dos *softwares* que obtém esse tipo de informação.

A análise de fração de combustível será feita no início e final de cada voo antes de cada voo é obrigatório preencher a ficha de peso e balanceamento da aeronave, nela encontraremos o peso de combustível a bordo, o qual é obtido durante a inspeção externa com o auxílio de varetas que fornecem em unidade de galões ou libras a quantidade de combustível abastecida para o voo, através da ficha obtemos também o peso de decolagem o qual será utilizado como referência para análise da fração de combustível.

4. AERONAVE DE REFERÊNCIA

4.1. Generalidades do Cessna 172P

A aeronave de estudo é o Cessna 172P Skyhawk, conforme apresentado na Figura 20:

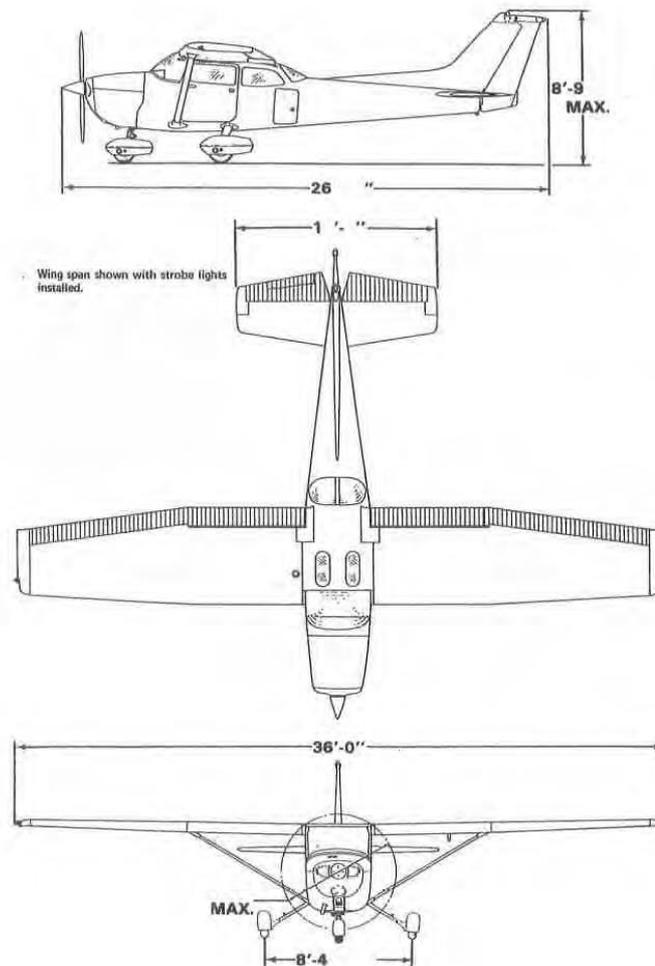


Figura 20: Cessna 172. **Fonte:** *Pilot's Operating Handbook C172P*

O Cessna 172P é uma aeronave monomotor, integralmente metálica, com estrutura semi-monocoque, asa alta semi-cantilever com dois montantes, trem de pouso triciclo fixo e capacidade para quatro ocupantes.

As generalidades dessa aeronave foram obtidas através do *Pilot's operating Handbook* do Cessna 172P e do trabalho do Hinton (2001) e estão apresentados na Tabela 3.

:

Tabela 3: Generalidades do C172P
Pesos e Limitações

Pesos e Limitações	
Peso máximo de decolagem	2400 <i>lbs</i>
Peso básico vazio	1414 <i>lbs</i>
Carga útil	993 <i>lbs</i>
Grupo Moto-propulsor	
Fabricante do motor	Lycoming
Modelo do motor	O-320-D2J
Brake Horse Power	160 HP
Fabricante da hélice	McCauley Accessory Division
Modelo da hélice	1C160/DTM7557
Dimensões	
Comprimento	27,2 <i>ft</i>
Envergadura	36 <i>ft</i>
Altura	7,87 <i>ft</i>
Razão de aspecto	7,5
Área de Asa	174 <i>ft</i> ²
Velocidades	
Velocidade Nunca Exceder (VNE)	158 KIAS
Velocidade de cruzeiro máxima estrutural (VNO)	127 KIAS
Velocidade máxima de cruzeiro no nível do mar	123 KNOTS
Desempenho	
Carregamento de asa	13 <i>lbs/ft</i> ²
Carregamento de Potência	15 <i>lbs/HP</i>
Razão de subida ao nível do mar	700 <i>ft/min</i>
Alcance máximo a 10000 <i>ft</i>	520 milhas náuticas
Teto de serviço	13000 <i>ft</i>
$C_{d,0}$	0,02249
Fator de Oswald (e)	0,8
Distância de corrida de decolagem	890 <i>ft</i>
Distância de decolagem acima de um obstáculo a 50 <i>ft</i>	1625 <i>ft</i>
Distância de corrida de pouso	540 <i>ft</i>
Distância de pouso acima de um obstáculo a 50 <i>ft</i>	1280 <i>ft</i>

Fonte: Autor

4.2. Perfis de missões da aeronave

Nesta seção são explicados os perfis de missão da aeronave. Em um voo de instrução primária encontramos voos locais, os quais são utilizados para treinamento de manobras básicas e voos de treinamento de decolagem e pouso. Temos também as navegações às quais o aluno se desloca a um ou mais aeródromos, realiza um pouso e uma arremetida no solo e regressa ao aeródromo de partida.

Com base no programa de treinamento foram selecionados cinco perfis de missão, sendo duas missões de voo locais, e duas missões de navegação:

- Missão de perfil A: voo local realizado no início do curso
- Missão de perfil B: O mesmo perfil da missão A, porém em altitude diferente.
- Missão de perfil C: voo local de treinamento de pousos e decolagens.
- Missão de perfil D: navegação curta com um aeródromo intermediário envolvido
- Missão de perfil E: Mesmo perfil da missão D, porém em altitude de cruzeiro diferente.

O regime de cruzeiro da aeronave é de 2100 rotações por minuto (RPM) e cada perfil de missão será descrito nas seções abaixo.

4.2.1. Perfil de missão A

O perfil de missão A corresponde a um voo local de treinamento de duração de 60 minutos, essa missão conta com as seguintes etapas:

- Taxi e decolagem: Fase inicial do voo
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Fase em que a aeronave voa até iniciar a execução de manobras, nesse momento a aeronave voa a 5500 pés de altitude.
- Loitter: Fase em que são executadas as manobras a 5500 pés de altitude. Geralmente tem duração de 25 minutos.
- Cruzeiro: Fase em que inicia o regresso para o aeródromo mantendo 5500 pés de altitude
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso: Realização de um pouso completo.

4.2.2. Perfil de missão B

O perfil de missão B corresponde ao mesmo voo do perfil de missão A, porém nesse voo serão analisadas em altitudes de cruzeiro diferente, logo as etapas do voo podem ser visualizadas na Figura 21 e estão descritas abaixo:

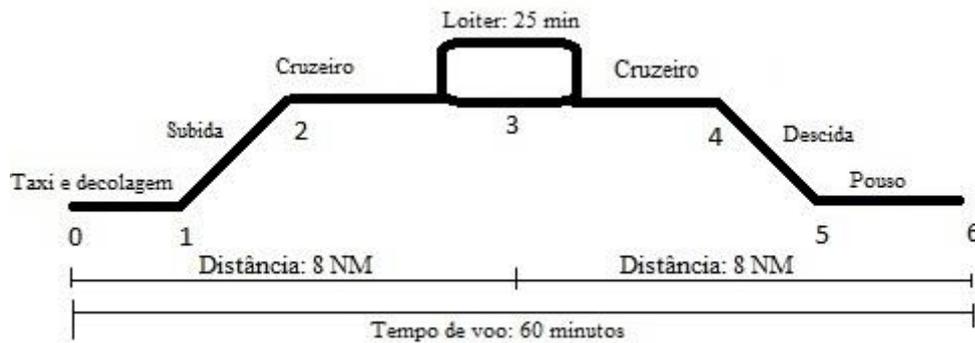


Figura 21: Perfil de missão A e B. **Fonte:** Autor.

- Taxi e decolagem: Fase inicial do voo
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Fase em que a aeronave voa até iniciar a execução de manobras, nesse momento a aeronave voa a 4500 pés de altitude.
- Loiter: Fase em que são executadas as manobras a 5500 pés de altitude. Geralmente tem duração de 25 minutos.
- Cruzeiro: Fase em que inicia o regresso para o aeródromo mantendo 4500 pés de altitude
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso: Realização de um pouso completo.

4.2.3. Perfil de missão C

O perfil de missão C corresponde a um voo local de treinamento de duração de 60 minutos, essa missão é um treinamento de pousos e decolagem, conforme demonstrado na figura e conta com as seguintes etapas:

- Taxi e decolagem: Fase inicial do voo
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Realizado a 4200 pés de altitude, geralmente a aeronave percorre aproximadamente 1,5 milhas náuticas nessa etapa.

- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso e Arremetida no solo: Realização de um pouso e logo em seguida uma arremetida em solo sem parar completamente a aeronave.
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Realizado a 4200 pés de altitude, geralmente a aeronave percorre aproximadamente 1,5 milhas náuticas nessa etapa.
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso: Pouso completo

A **Figura 22** apresenta apenas um ciclo deste treinamento de forma a exemplificar. Geralmente ocorrem diversos pousos e arremetidas no solo antes de realizar o pouso completo, com base na experiência vivida será considerado neste trabalho 7 toques e arremetidas e 1 pouso completo.



Figura 22: Perfil de missão C. **Fonte:** Autor.

4.2.4. Perfil de missão D

O perfil de missão D, apresentado na Figura 23 corresponde a um voo de navegação com aeródromo de partida e destino sendo o mesmo e um aeródromo intermediário, no aeródromo intermediário é realizado um pouso seguido de uma arremetida. A distância entre o aeródromo de partida e intermediário é de 41 milhas náuticas. Essa missão conta com as seguintes etapas:

- Taxi e decolagem: Fase inicial do voo
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Fase em que a aeronave voa a 4500 pés de altitude.
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso

- Toque e arremetida: Realização de um pouso seguido de uma arremetida no solo sem parada
- Cruzeiro: Fase em que inicia o regresso para o aeródromo de partida mantendo 5500 pés de altitude, em alguns voos, também são realizadas algumas manobras.
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso: Realização de um pouso completo.

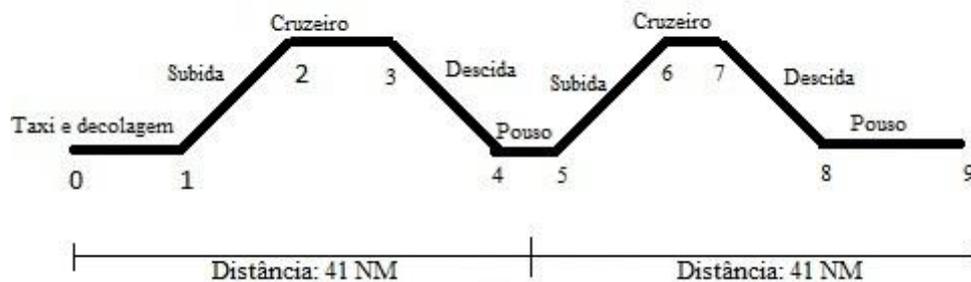


Figura 23: Perfil de missão D e E. **Fonte:** Autor.

4.2.5. Perfil de missão E

O perfil de missão E corresponde ao mesmo voo do perfil de missão D, porém nesse voo será analisado em altitudes diferentes para o primeiro cruzeiro, logo as etapas do voo podem ser visualizadas na Figura 23 e estão descritas abaixo:

- Taxi e decolagem: Fase inicial do voo
- Subida: Etapa em que a aeronave ganha altitude para iniciar o cruzeiro
- Cruzeiro: Fase em que a aeronave voa a 6500 pés de altitude.
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Toque e arremetida: Realização de um pouso seguido de uma arremetida no solo sem parada
- Cruzeiro: Fase em que inicia o regresso para o aeródromo de partida mantendo 5500 pés de altitude, em alguns voos, também são realizadas algumas manobras.
- Descida: Momento em que se perde altitude para o pouso
- Pouso: Realização de um pouso completo.

5. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Os resultados apresentados até a seção 5.6 representam parâmetros calculados de forma teórica, logo correspondem a um voo de cada perfil de missão. As velocidades de rotação e aproximação da aeronave são maiores do que as velocidades comumente usadas para decolagem logo na seção 5.7 em diante onde foram apresentado resultados experimentais o valores de velocidade para cada etapa foram maiores e estão expostos na seção 5.9. As eficiências de hélice utilizadas para o cálculo teórico foram obtidas através do livro do Gundmudsson (2014)

Para os resultados experimentais esperava-se obter um espaço amostral de pelo menos 10 voos, porém devido a algumas dificuldades e imprevistos que ocorreram durante a obtenção desses dados não foi possível atingir esse valor de espaço amostral.

5.1. Análises do perfil de missão A

O perfil de missão A corresponde a um voo local para realização de manobras conforme descrito na seção 4.2.1. A Tabela 4 apresenta os dados relacionados esse perfil de missão.

Tabela 4: Condições iniciais do perfil de missão A

Configurações da aeronave	
Peso de decolagem	2400 lbs
Combustível	43 gal
Velocidade de rotação	1,1 x Vstall
Velocidade de aproximação	1,23 x Vstall
Velocidade de toque	1,15 x Vstall
Eficiência da Hélice na decolagem	0,55
Eficiência da Hélice em cruzeiro	0,8
Condições do aeródromo	
Elevação do aeródromo	3200 ft
Temperatura	ISA + 20° C
Componente de vento	0 kt
Comprimento da pista	4593,18 ft

Fonte: Autor

5.1.1. Análise da decolagem do perfil de missão A

Foram analisadas para esse perfil as distâncias de decolagem e fração de combustível a fim de comparar com os dados obtidos no manual da aeronave. Os resultados estão apresentados na Tabela 5.

Tabela 5: Resultados da decolagem do perfil de missão A

Condições de decolagem			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Distância de corrida de decolagem	1001 ft	1230 ft	19
Distância total de decolagem para livrar obstáculos a 50 FT	1442 ft	2295 ft	37
Fração de peso	0,995	0,997	2,7

Fonte: Autor

Os resultados da Tabela 5 demonstram um erro de 19 % e 37 % para as distâncias de decolagem. Esse erro acontece, pois esses parâmetros foram calculados analiticamente considerando condições específicas de densidade, além disso, foi necessário assumir alguns parâmetros, pois nem todos são encontrados corretamente como o coeficiente de atrito da pista, fator k_{uc} o qual foi utilizado assumindo um valor para condição de flap 10° seguindo a referência do Anderson (1999), além disso, para os dados de polar de arrasto foi utilizada a referência do Hinton (2001), parâmetros de design são difíceis de obter porque a fabricante não fornece os mesmos. Além disso a própria técnica de voo utilizada pelo piloto durante a os voos de ensaio influem no erro relativo.

É possível verificar que a aeronave também irá cumprir a decolagem com uma margem de segurança de considerável, pois o comprimento da pista é de 4593,18 pés e a distância de corrida de decolagem maior é de 1230 pés logo a decolagem ocorre com uma margem de aproximadamente 3363,12 pés de pista.

Analisando o parâmetro de fração de combustível foi obtido um pequeno erro relativo de 2,7 %, validando a informação de fração de combustível para esta etapa do voo apresentada no Gundmudsson (2014). A fração de combustível foi obtida através do manual da aeronave, nele o fabricante considera que serão gastos 7 lbs entre o táxi e a decolagem.

5.1.2. Análise da subida do perfil de missão A

A Tabela 6 apresenta os resultados de razão de subida calculados e encontrados no manual da aeronave:

Tabela 6: Resultados da subida do perfil de missão A

Condições de subida			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Razão de subida	647 ft/min	480 ft/min	34,7
Tempo de subida	3,6 min	4,8 min	27
Fração de peso	0,988	0,997	1,2

Fonte: Autor

O erro relativo obtido para razão de subida e tempo de subida foi em torno de 30 %. O alto valor encontrado justifica-se pelas condições específicas (densidade média entre as altitudes e parâmetros de design da aeronave já citados na seção anterior) que foram consideradas nos cálculos enquanto a tabela da aeronave é construída após inúmeros testes em diversas condições de temperatura, pressão, densidade e também com os parâmetros de design corretos.

Verificando os valores de tempo de subida temos que pela tabela da aeronave o nivelamento irá ocorrer a aproximadamente 1,2 minutos após o parâmetro calculado de forma analítica, ou seja, uma variação pequena e que mostra uma aproximação dos valores analíticos e os calculados pela tabela da aeronave.

O erro para a fração de combustível encontrada foi baixa, validando novamente a informação apresentada em Gundmudsson (2014), no qual é apresentado para esta etapa um parâmetro de 0,988. Para achar a fração de subida esperada foram utilizadas as tabelas da aeronave, nele foi encontrado que para essa etapa seria consumido 1,2 GPH de combustível.

5.1.3. Análise do cruzeiro do perfil de missão A

As frações de combustível encontradas para as condições de cruzeiro e *loitter* foram calculadas através da equação de Breguet e comparadas com a tabela da

aeronave, para a condição de voo de 2100 RPM temos um consumo de 5,5 GPH. Os resultados para a fração de combustível estão apresentados na Tabela 7.

Tabela 7: Resultados de cruzeiros e loitter do perfil de missão A

Condições de cruzeiros 1 e 2			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Fração de combustível	0,998	0,998	0
Condição de loitter - 25 minutos			
Fração de peso	0,993	0,994	0,09

Fonte: Autor

5.1.4. Análise do pouso do perfil de missão A

As distâncias de pouso e fração de combustível são apresentadas na Tabela 8.

Tabela 8: Resultados do pouso do perfil de missão A

Condições de pouso			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Distância de corrida de pouso	582,2 ft	615 ft	5
Distância total de pouso para livrar obstáculos a 50 FT	1592,3 ft	1395 ft	14,1
Fração de peso	0,995	0,999	0,4

Fonte: Autor

O resultado para as distâncias de pouso apresentaram um erro menor em relação às distâncias de decolagem uma vez que se aproximam dos valores que constam no manual da aeronave. A fração de combustível novamente apresentou um erro baixo e confirmou o que é apresentado em Gundmudsson (2014) para esta etapa do voo. Os dados obtidos também comprovam que a aeronave está dentro da margem de segurança para efetuar o pouso no aeródromo.

5.1.5. Fração de combustível para o perfil de missão A

A Tabela 9 apresenta o resultado da fração de peso total para o perfil de missão, ele é calculado multiplicando as frações de cada etapa do voo. O valor da

fração de peso total do voo é utilizado para comparar com outro perfil de missão a fim de verificar a eficiência da missão.

Tabela 9: Resultados da fração de combustível do perfil de missão A

Fração de peso			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Fração de peso total	0,967	0,986	1,93

Fonte: Autor

5.2. Análise do perfil de missão B

5.2.1. Análise das frações de combustível

Para o perfil de missão B foi analisado apenas a fração de peso para esta missão, tendo em vista que ela apresenta os mesmos parâmetros do perfil A com apenas a altitude de cruzeiro variando.

Tabela 10: Resultados da fração de combustível do perfil de missão B

Fração de peso			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Fração de peso total	0,967	0,988	1,7

Fonte: Autor

Os cálculos analíticos apresentaram o mesmo valor para o perfil A, isso se deve, pois a variação de altitude de uma missão para outra é pequena, logo os valores de densidade do ar são próximos, e conseqüentemente os valores para condição de cruzeiro e *loiter* são praticamente idênticos aos apresentados no perfil A.

Ao analisar os valores da tabela de desempenho verificamos que temos uma fração de peso total maior, isso se dá devido a aeronave efetuar uma subida menor, ou seja, permanece em menos tempo operando em potência máxima e conseqüentemente reduz o consumo do voo.

5.3. Análise do perfil de missão C

O manual da aeronave nos fornece uma tabela de performance com parâmetros para o peso máximo de decolagem apenas, logo os parâmetros de

decolagem, subida e pouso seriam os mesmos quando confrontados de forma analítica e através da tabela de performance, portanto, para esta análise o mais interessante a ser analisado é a fração de combustível ao longo do voo e comparar com o resultado encontrado para a missão A e B.

5.3.1. Análise das frações de combustível

A fração de combustível para essa missão calculada de forma analítica e através do manual da aeronave está apresentada na Tabela 11.

Tabela 11: Resultados da fração de combustível do perfil de missão C

Fração de peso			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Fração de peso total	0,8247	0,9656	14,6

Fonte: Autor

Para essa missão foi apresentado um erro maior de 14,6% em comparação com o perfil A, esse erro provavelmente se da devido à falta de parâmetros específicos e de considerações feitas para execução de cálculos analíticos, além disso, como este tipo de missão apresenta as etapas se repetindo o erro acaba se propagando. O mesmo acontece para a fração de combustível obtida utilizando as tabelas da aeronave, o manual nos fornece tabelas apenas para etapa de subida e cruzeiro para uma condição de peso máximo de decolagem, o que influi na propagação do erro.

Através dos resultados percebemos também um consumo maior de combustível para esse tipo de missão, o que já é esperado tendo em vista que a aeronave voará por diversas vezes em condições de potência máxima.

Espera-se encontrar valores maiores da fração de combustível quando medido em voo real.

5.4. Análise do perfil de missão D

5.4.1. Fração de combustível para o perfil de missão D

O resultado para o perfil C se encontra na Tabela 12.

Tabela 12: Resultados da fração de combustível do perfil de missão D

Fração de peso			
	Parâmetro	Tabela da	Erro

	calculado	Aeronave	Relativo (%)
Fração de peso total	0,9249	0,9792	5,5

Fonte: Autor

Assim como para o perfil B, essa missão conta com as mesmas etapas se repetindo durante o voo, o que leva a uma propagação do erro, porém como as etapas se repetem apenas uma vez temos um erro bem menor quando comparado com o perfil B.

5.5. Análises do perfil de missão E

5.5.1. Fração de combustível para o perfil de missão E

A Tabela 13 apresenta os resultados para esse perfil de missão.

Tabela 13: Resultados da fração de combustível do perfil de missão E

Fração de peso			
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Erro Relativo (%)
Fração de peso total	0,9256	0,9782	5,4

Fonte: Autor

Em comparação com o perfil anterior percebemos uma variação muito pequena em relação à fração de combustível total do voo, porém vemos que o perfil D apresenta valores maiores, logo para o mesmo tipo de missão, variando apenas a altitude de cruzeiro inicial teremos uma eficiência melhor, abaixando conseqüentemente o custo operacional.

5.6. Comparativo entre as missões

Nesta seção é apresentado o gráfico da Figura 24, nele é possível verificar em vermelho o resultado da fração de combustível calculada analiticamente e em azul o valor da fração de combustível utilizando os dados da tabela da aeronave.

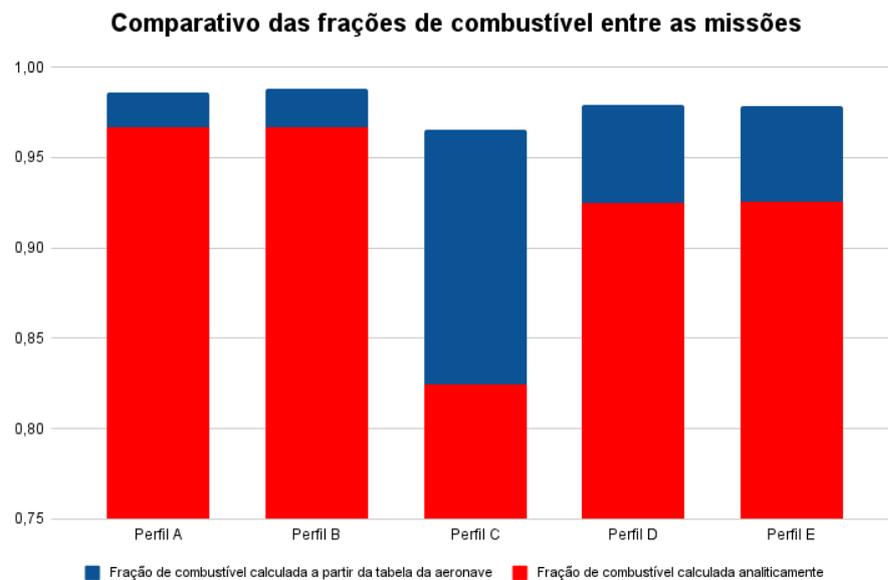


Figura 24: Comparativo da fração de combustível entre as missões. **Fonte:** Autor.

A partir da Figura 24 é possível verificar de forma mais clara o erro entre os cálculos analíticos, a tabela da aeronave e o consumo de combustível entre cada perfil de missão. Nota-se que as missões A e B foram as que apresentaram um erro menor, esse fator se deve principalmente ao fato de que elas não apresentam a repetição de nenhuma fase de voo, logo não apresentaram propagação de erro durante os cálculos, diferente do ocorrido com o perfil C o qual apresenta diversas repetições de todas as etapas do voo causando assim uma propagação de erro elevada.

Analisando ainda o perfil C, vemos que ele apresentou um consumo de combustível elevado em comparação com o D e o E, o que chama a atenção é o fato desse consumo ser maior para uma missão com duração de 40 minutos a menos em relação às missões citadas anteriormente. Esse fator indica uma elevada propagação de erro durante os cálculos e espera-se que durante a obtenção dos dados experimentais tenhamos um valor mais próximo dos perfis A e B.

Os dois últimos perfis de missão compreendem um voo de navegação com início e fim no mesmo aeródromo e um toque e arremetida em um aeroporto

intermediário conforme já explicado. Essa missão tem uma duração de 100 minutos e já era esperado um consumo maior em comparação com os voos locais apresentados em A, B e C os quais tem duração de 60 minutos. É possível inferir ainda da figura que a variação de altitude de cruzeiro proposto entre cada perfil traz uma variação de consumo praticamente nulo, logo é possível voar mais alto nesse caso com um consumo praticamente idêntico e trazendo assim mais segurança e conforto a tripulação.

5.7. Resultado dos dados experimentais

Nesta seção são apresentados resultados relacionados aos dados obtidos em voo real.

Primeiramente, deve-se destacar que, devido à situação econômica atual no país e no mundo, os diretores da escola de aviação que dispuseram a ceder dados experimentais de voos feitos na escola/empresa optaram por encerrar as operações, o que se deu na semana anterior ao início do semestre de 2021.2 da Universidade de Brasília. Infelizmente, essa situação limita a quantidade de dados e análises comparativas potenciais deste trabalho. Todavia, para viabilizar a continuidade do estudo optou-se por utilizar dados registrados em voos anteriores da escola de aviação.

Os parâmetros de voos anteriores foram obtidos de forma similar ao descrito na seção 3. Para a realização de cada voo é necessário o preenchimento da ficha de peso e balanceamento da aeronave, a qual é arquivada para futuras consultas. Um modelo ilustrativo da ficha é apresentado na Figura 25.

SAMPLE LOADING PROBLEM	SAMPLE AIRPLANE		YOUR AIRPLANE	
	Weight (lbs.)	Moment (lb. -ins. /1000)	Weight (lbs.)	Moment (lb. - ins. /1000)
1. Basic Empty Weight (Use the data pertaining to your airplane as it is presently equipped. Includes unusable fuel and full oil)	1467	57.3		
2. Usable Fuel (At 6 Lbs./Gal.)				
Standard Tanks (40 Gal. Maximum)	240	11.5		
Long Range Tanks (50 Gal. Maximum)				
Integral Tanks (62 Gal. Maximum)				
Integral Reduced Fuel (42 Gal.)				
3. Pilot and Front Passenger (Station 34 to 46)	340	12.6		
4. Rear Passengers	340	24.8		
5. * Baggage Area 1 or Passenger on Child's Seat (Station 82 to 108, 120 Lbs. Max.)	20	1.9		
6. * Baggage Area 2 (Station 108 to 142, 50 Lbs. Max.)				
7. RAMP WEIGHT AND MOMENT	2407	108.1		
8. Fuel allowance for engine start, taxi, and runup	-7	-.3		
9. TAKEOFF WEIGHT AND MOMENT (Subtract Step 8 from Step 7)	2400	107.8		
10. Locate this point (2400 at 107.8) on the Center of Gravity Moment Envelope, and since this point falls within the envelope, the loading is acceptable.				
* The maximum allowable combined weight capacity for baggage areas 1 and 2 is 120 lbs.				

Figura 25: Peso e balanceamento Cessna 172. **Fonte:** POH 172P.

Nesta ficha são encontrados os dados de combustível a bordo e peso de rampa (Somatório do peso básico vazio, peso dos pilotos, passageiros e combustível abastecido para o voo).

Para a obtenção do combustível remanescente após o voo foi utilizado à ficha de peso e balanceamento do voo seguinte e conseqüentemente realizar o cálculo da fração de peso da aeronave.

Nos casos em que a aeronave foi reabastecida foi utilizado as notas de abastecimento. Nessas notas, pode-se acessar a quantidade de combustível abastecido e, a partir desse valor, é possível saber o combustível remanescente na aeronave, pois as aeronaves eram sempre reabastecidas completamente.

O perfil A apresenta os 3 primeiros voos coletados experimentalmente, o perfil C apresenta todos os dados coletados de forma experimental, para o perfil D os voos 1,2, 8 e 9 foram coletados experimentalmente e o perfil E os voos 1, 2 e 3 foram obtidos experimentalmente. O restante dos dados dos voos não mencionados foi coletado de voos anteriores.

A Figura 26 apresenta os resultados obtidos conforme processo acima descrito:

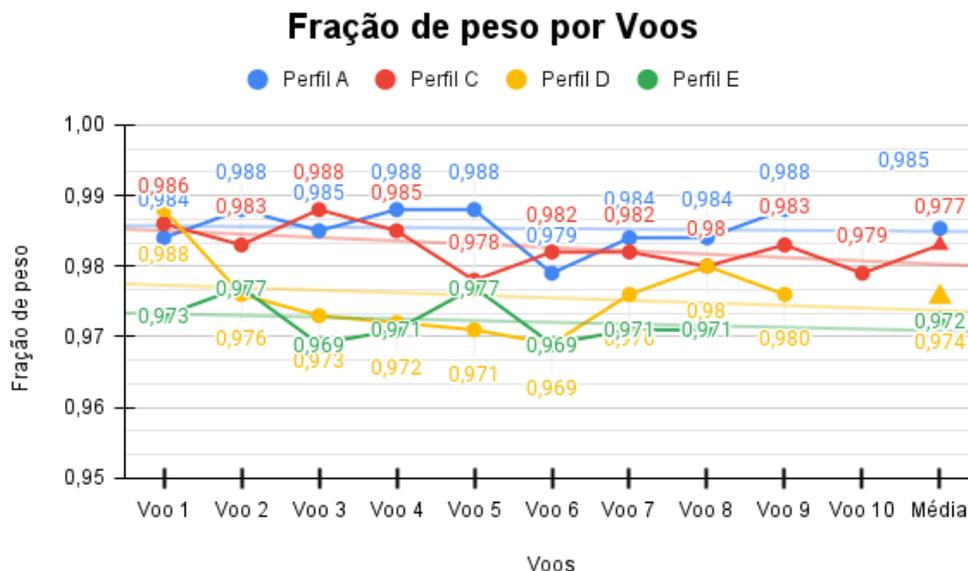


Figura 26: Fração de peso total por voos. **Fonte:** Autor

O gráfico da Figura 26 apresenta a fração de peso total por voo realizado, o ultimo valor apresentado representa a média aritmética de cada perfil de missão.

Apesar do encerramento dos voos, alguns parâmetros foram obtidos sem necessidade de utilizar voos anteriores como é o caso do perfil C, o qual apresenta todos os dados obtidos conforme metodologia prevista.

O perfil A e E apresenta os parâmetros dos 3 primeiros voos antes do encerramento das operações, enquanto o perfil D apenas os dois primeiros. Reitera-

se que os valores restantes foram coletados a partir de voos anteriores, dada à situação previamente mencionada.

Infelizmente, alguns parâmetros não foram possíveis de coletar. O perfil de missão B que era similar ao perfil A, mas apresentava uma variação na altitude de cruzeiro não foi possível coletar nenhuma informação, pois a informação de altitude em que foram realizados os voos não é apresentada na ficha de voo e por esse motivo ele não é apresentado no gráfico da Figura 26. O perfil A foi possível coletar os dados, pois todos os voos foram efetuados pelo autor, logo a altitude de cruzeiro de cada voo era conhecida. Os tempos de subida de cada voo não foram possíveis de se obter, pois também não se apresentam na ficha de voo logo poucos voos teriam esse valor obtido, não sendo possível realizar a análise.

A partir da Figura 26 pode ser inferir que o perfil A e C não apresentam grandes flutuações nos valores obtidos comparação com os outros voos. É interessante verificar que como já era previsto teoricamente, o perfil A apresenta uma média da fração de peso total maior que o perfil C comprovando que este tipo de voo (perfil C), entre as missões locais com duração de 1 hora de voo, apresenta o maior consumo.

As missões dos perfis D e E apresentam uma flutuação de dados maior, principalmente os voos do perfil D. Esse fato acontece porque esses voos são de navegação, devido a isso é possível encontrar diferenças no tempo de voo de cada missão algumas mais curtas e outras mais longas afetando diretamente no combustível remanescente na aeronave e conseqüentemente na fração de peso total.

A Figura 27 apresenta um gráfico de consumo horário em galões por hora (GPH) por cada voo realizado do perfil D e E. É interessante verificar o consumo horário desses voos devido à variação dos tempos de voo como já mencionado.

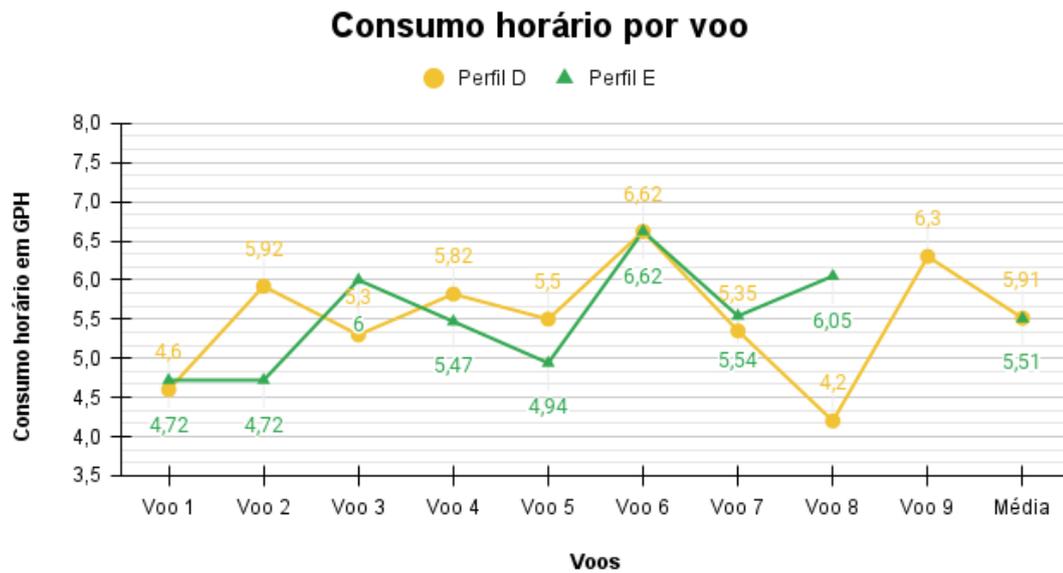


Figura 27: Consumo horário por voo. **Fonte:** Autor

Os voos 1, 2 e 9 do perfil D tem uma duração de voo menor que uma hora e trinta minutos. Observando os voos 1 e 8 vemos que eles apresentam um consumo similar e bem abaixo dos outros voos. Vários fatores podem influenciar para um baixo consumo como condições de vento e temperatura em voo, ajuste correto da mistura, potência e o passo da hélice da aeronave, é necessário considerar também o erro durante a coleta de dados, que podem ter sido maiores devido ao encerramento das operações. O consumo médio para esse perfil foi de 5,91 GPH.

O perfil E já apresenta todos os voos com tempo de voo igual, apresentando um consumo médio de 5,51 GPH e uma diferença de 0,4 GPH para o perfil D. É interessante verificar que mesmo voando mais alto, o voo será mais eficiente e seguro, uma diferença de consumo de 0,4 GPH traz uma redução de custo aproximadamente 23 reais por hora voada se consideramos o valor médio do AVGAS de R\$ 15,00 por litro.

5.8. Comparativo entre dados teóricos e experimentais

Nesta seção será apresentada a comparação entre os dados realizados de forma analítica e de forma experimental. A Tabela 14 apresenta essa comparação para a fração de peso total.

Tabela 14: Dados experimentais X teóricos.

Fração de peso						
	Parâmetro calculado	Tabela da Aeronave	Dado Experimental (média)	Desvio Padrão do dado experimental	Erro Relativo entre dado experimental e parâmetro calculado (%)	Erro Relativo entre dado experimental e a tabela da aeronave (%)
Fração de peso total do perfil A	0,967	0,986	0,985	$\pm 0,003$	1,8	0,1
Fração de peso total do perfil C	0,8247	0,9656	0,977	$\pm 0,0031$	15,5	1,2
Fração de peso total do perfil D	0,9249	0,9792	0,974	$\pm 0,0057$	5	0,53
Fração de peso total do perfil E	0,9256	0,9782	0,972	$\pm 0,0032$	4,8	0,64

Fonte: **Autor**

A partir da Tabela 14 verificamos que o erro entre os dados experimentais e o parâmetro calculado foi, de forma geral, maior que o erro encontrado quando da comparação entre valores experimentais e tabela da aeronave. Esse comportamento já era esperado devido à propagação de erros que ocorre durante a execução desses cálculos e a propagação se torna maior quando a missão apresenta toques e arremetidas, como exemplo o perfil C apresenta 8 toques e arremetidas logo durante os cálculos analíticos cada fase do voo apresenta um erro que quando multiplicado por 8 aumenta consideravelmente o erro final.

É interessante perceber que o desvio padrão do dado experimental foi de aproximadamente $\pm 0,003$ em todas as missões, esse valor apresenta a uniformidade dos valores obtidos experimentalmente, ou seja, valida os dados experimentais obtidos. O erro entre o valor experimental e o calculado a partir da tabela da

aeronave é muito pequeno, um erro praticamente nulo, validando assim os resultados e a confiabilidade da tabela de performance da aeronave.

5.9 Considerações sobre eficiência da hélice e consumo específico

A Eq. (8) apresentada na seção 2.3.3 demonstra que a eficiência da hélice varia de forma inversamente proporcional ao consumo de combustível por milha voada. Logo se infere, naturalmente, que para obter o menor consumo é necessário ter uma maior eficiência de hélice.

A aeronave de referência utilizada apresenta uma hélice de passo fixo por esse motivo não é possível alterar seu ângulo em voo, porém é possível ajustá-lo em solo para obter a eficiência desejada em voo.

Para realizar uma análise da eficiência da hélice foram utilizados os dados presentes no *technical report. 640* da NACA. A Figura 28 representa as curvas de eficiência para a hélice 5868-R6, com perfil RAF6. Esse perfil representa o mesmo do modelo da hélice da aeronave de referência.

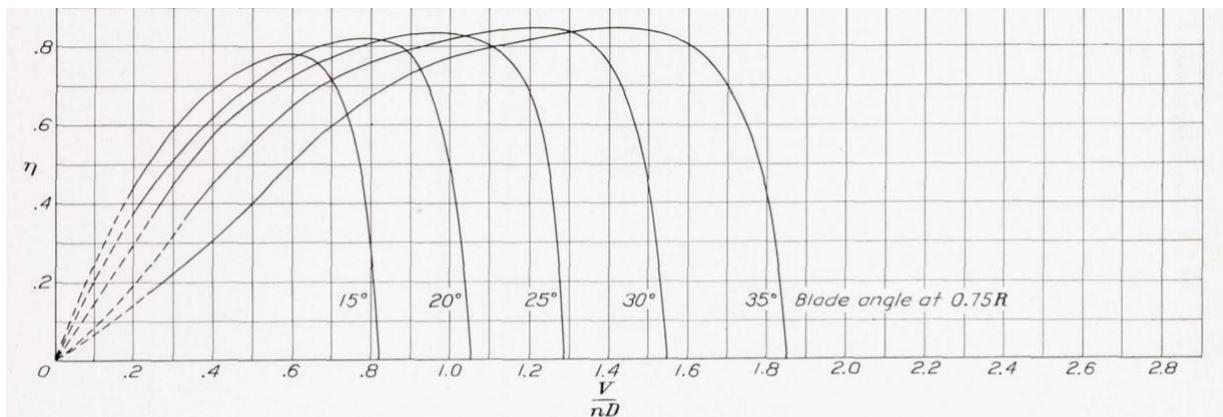


Figura 28: Curvas de eficiência para a hélice 5868-R6, perfil RAF 6 hélice de 2 pás . **Fonte:** NACA TR 640

No eixo horizontal do gráfico da Figura 28 é representada a razão de avanço da hélice (J), no eixo vertical é apresentada a eficiência da hélice e cada curva no gráfico representa o ângulo da hélice a uma posição de 0,75 vezes o raio.

O gráfico da Figura 29 representa a variação da razão de avanço da hélice com o acréscimo de velocidade nas etapas de decolagem, subida e cruzeiro e descida, esse gráfico permite realizar a análise da Figura 28. A Tabela 15 representa os dados utilizados para cada etapa, para a subida e decolagem foi considerado regime de potência máxima dentro da faixa de operação normal da aeronave, para o

cruzeiro é considerado o regime padrão previsto pelo manual da escola de 2100 RPM e para descida de 1900 RPM.

Tabela 15: Dados para construção do gráfico da figura 28.

Decolagem	
Velocidade de rotação (ft/s)	93 ft/s = 1,57 x Vstall
Rotações por minuto	2500
Subida	
Velocidade de subida (ft/s)	126
Rotações por minuto	2500
Cruzeiro	
Velocidade de cruzeiro (ft/s)	143
Rotações por minuto	35 = 2100
Descida	
Velocidade de descida (ft/s)	143
Rotações por minuto	31,6

Fonte: **Autor**

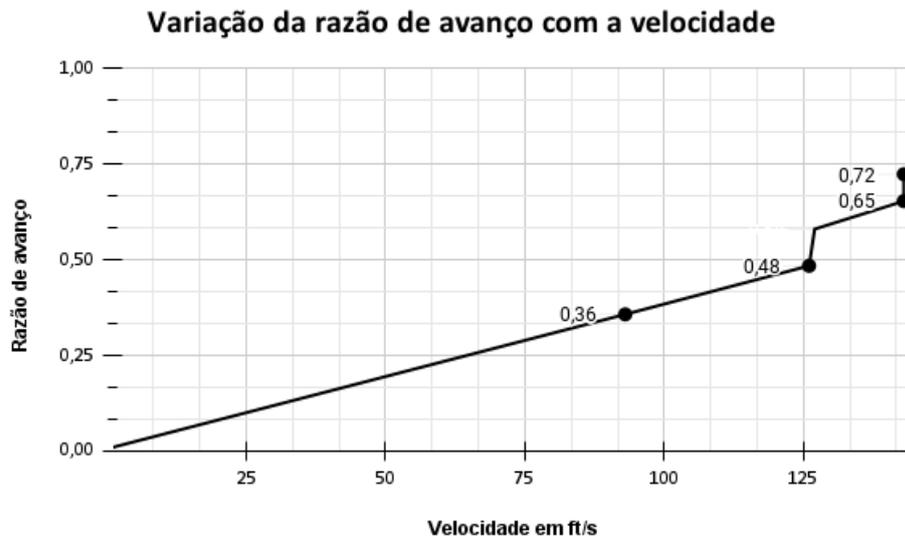


Figura 29: Variação da razão de avanço com a velocidade

A partir da Figura 29 temos que a razão de avanço corresponde a 0,36 para o momento de rotação da aeronave durante a decolagem, 0,48 quando a aeronave atinge a velocidade subida, 0,65 para o cruzeiro e 0,72 para a descida. É possível perceber que o gráfico deixa de ser linear no momento de transição entre a subida e

o cruzeiro e entre o cruzeiro e a descida, isso acontece, devido à mudança na RPM do motor, alterando conseqüentemente o gráfico nessas etapas.

O gráfico da Figura 30 construído a partir da Figura 28 apresenta a eficiência da hélice para os diferentes ângulos e para as diferentes fases de voo. Devido à variação média da velocidade na corrida de decolagem a eficiência da hélice para esta etapa foi considerada a $0,7V_{LO}$ conforme apresentado na seção 2.3.1. A V_{LO} utilizada corresponde a velocidade de rotação da aeronave, essa consideração foi feita, pois a velocidade de rotação é praticamente 1,6 vezes a velocidade de *stall*, logo ao se iniciar a rotação a aeronave sai do solo praticamente no mesmo instante.

Para as etapas de subida, cruzeiro e descida foram utilizados as razões de avanço correspondente às velocidades e RPM de cada etapa, pois a aceleração que ocorre entre as fases corresponde a apenas alguns segundos. Logo a variação na razão de avanço devido à aceleração é praticamente nula, pois a aeronave se mantém por um período muito maior em condição de subida, cruzeiro e descida constantes do que quando comparado à aceleração entre as fases.

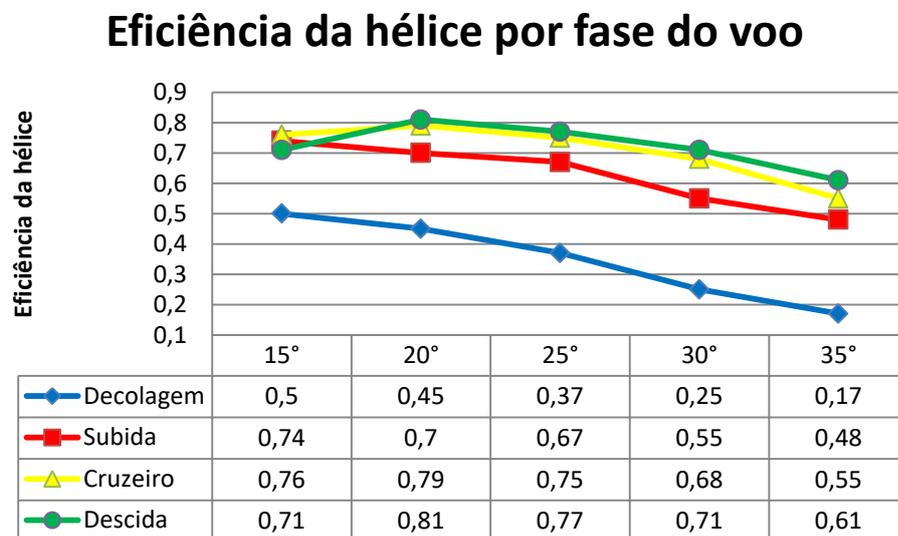


Figura 30: Eficiência da hélice por fase do voo. **Fonte:** Autor

A fim de se obter a melhor eficiência do voo, é necessário analisar em qual etapa da missão a aeronave passará mais tempo voando. Com o auxílio da Figura 31, a qual representa a curva de potência dos motores Lycoming modelos O-320 séries -B,-D , é possível verificar o valor da potência requerida para movimentar a

hélice a uma certa rotação por minuto e o consumo específico para este regime de potência.

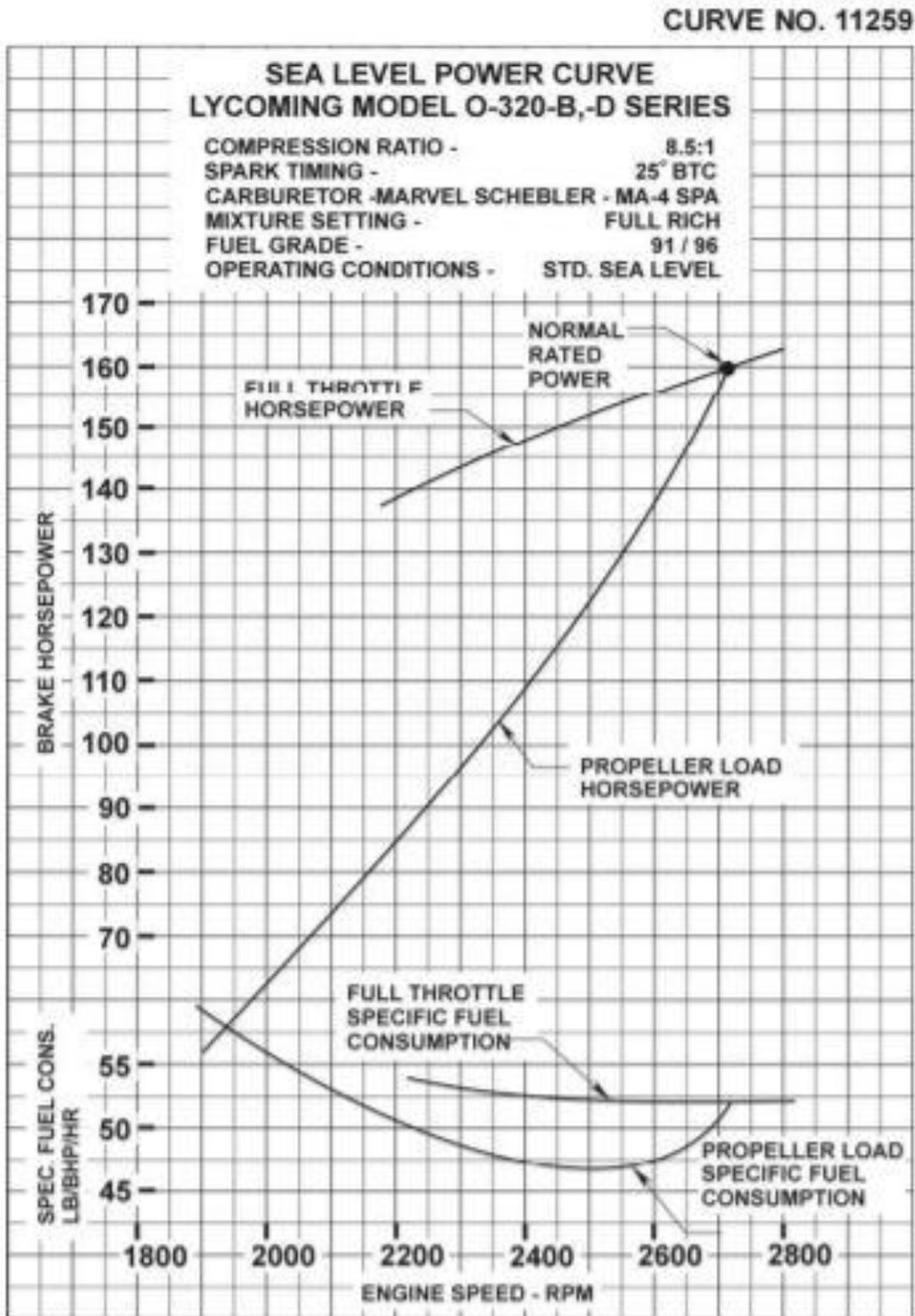


Figura 31: Curva de potência ao nível do mar. **Fonte:** Lycoming.

A Tabela 16 apresenta valores de potência requerida para mover a hélice e RPM e consumo específicos obtidos através do gráfico da Figura 31.

Tabela 16: BHP X RPM

RPM	BHP	Consumo específico em LB/BHP/HORA
1700	39,94	0,6
1900	55,76	0,6
2100	75,3	0,53
2500	127	0,47

Fonte: Autor

A partir dos dados obtidos e utilizando a Eq. (8) foi possível construir o gráfico da Figura 32 que apresenta o consumo em libras por milha náutica para cada ângulo de hélice nas diferentes etapas do voo.

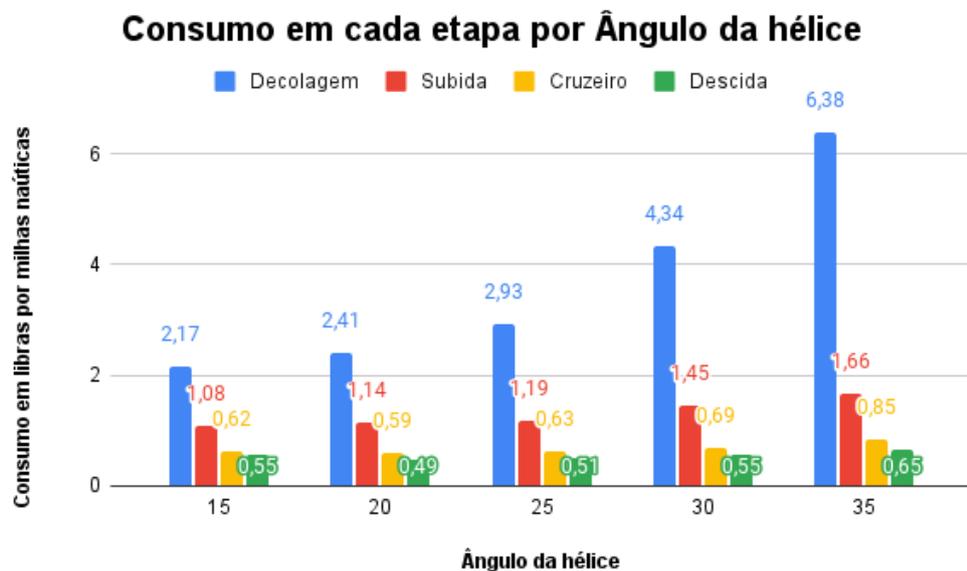


Figura 32: Consumo em cada fase do voo por ângulo da hélice. Fonte: Autor.

Analisando a Figura 32 vemos que os ângulos de 25, 30 e 35 graus são os que apresentam os maiores consumos em libras por milhas náuticas, portanto não é interessante utilizar esses ângulos para a nossa aeronave.

Conforme já comentado, a fim de obter a maior eficiência em termos de consumo para uma hélice de passo fixo, devemos ajustar a hélice para a fase em que a aeronave irá voar por mais tempo. Verificando os perfis de missão A, B, D e E

temos que a aeronave permanecerá um maior tempo em voo de cruzeiro e utilizando o gráfico acima, temos que para um ângulo de 20 graus teremos um consumo de 0,59 LBS/NM enquanto que para 15 graus teremos um consumo de 0,62 LBS/NM.

O perfil C se desenvolve de outra forma, ele apresenta um treinamento em que o avião se apresenta a maior parte do tempo na fase de subida, infere-se da

Figura 32 que o ângulo de hélice que apresenta o menor consumo para essa etapa é o de 15 graus com um valor de 1,08 LBS/NM enquanto que para 20 graus temos 1,14 LBS/NM.

5.10. Proposta de melhorias nas missões

A partir dos resultados obtidos neste trabalho, é possível trazer propostas de melhorias para as missões. Os dois primeiros perfis analisados tratam de voos de treinamentos locais onde apresentam apenas uma variação na altitude, a partir dos resultados teóricos temos que voos desta natureza sejam realizados a uma altitude de 4500 pés para obter um menor consumo horário, além disso, é interessante que utilize uma hélice ajustada para um ângulo de 20°, para obter uma redução ainda maior no consumo de combustível.

O perfil de missão C apresenta como proposta de melhoria na missão a utilização do ângulo de 15 graus, pois neste voo não é possível fazer uma alteração na altitude.

Os voos de navegação representados pelos perfis D e E apresentam uma eficiência melhor quando seguem o perfil E conforme já apresentado no capítulo 5. Além disso, voos de navegação que se apresentam voando em maior tempo na etapa de cruzeiro, logo tem uma eficiência maior com um ângulo de 20 graus sendo essa configuração a mais recomendada para estas missões.

6. CONCLUSÃO

Com este trabalho foi possível desenvolver um procedimento de análise teórica e experimental dos parâmetros de desempenho de uma aeronave de instrução, bem como a comparação dos valores com aqueles trazidos no manual da aeronave. Tal procedimento ratifica a grande importância que a análise de desempenho de aeronaves possui para que a operação destas seja continuada e conseguida com sucesso e eficiência.

A partir dos resultados experimentais obtidos no perfil de missão A foi possível inferir a validade das equações teóricas demonstrados no Capítulo 2 e os dados apresentados na tabela da aeronave. Vemos também que a aeronave tem capacidade e segurança de pousar a decolar com o peso máximo de decolagem para o aeródromo a qual irá operar. Comparando os resultados teóricos do perfil A com o perfil B foi possível verificar que uma variação na altitude possibilitou um consumo menor de combustível, aumentando assim a eficiência da missão.

A partir do resultado experimental obtido foi possível verificar na prática que o perfil de missão C é a que mais eleva o consumo de combustível quando a aeronave realiza voos locais com duração de uma hora. Isso acontece devido à aeronave se apresentar diversas vezes em potência máxima e por ser um voo que se desenvolve sempre em fases críticas como pousos e decolagens o ajuste de mistura realizado pelo piloto fica na posição rica, entregando assim mais combustível ao motor e elevando o consumo de combustível.

Foi verificado que para os perfis de missão D e E uma simples variação na altitude de cruzeiro gera um acréscimo no consumo de combustível e que ao se realizar um grande volume de voos desse mesmo tipo, teremos uma grande diferença no custo da missão. Novamente, esse fator foi verificado também a partir da análise de voos reais onde os voos do perfil E apresentaram um consumo horário menor do que o do perfil D trazendo uma redução de custo significativa conforme já mencionado no capítulo 5.

A partir da eficiência da hélice em cada etapa do voo conseguimos obter uma redução no consumo de combustível a bordo, conforme apresentado na seção 5.8. Para os voos em que a aeronave se apresente por um maior tempo na etapa de cruzeiro a hélice com ângulo de 20° contém a melhor configuração para essa etapa

apresentando o menor consumo em comparação com os outros ângulos, em comparação com o ângulo de 15°. Considerando o valor médio do AVGAS de 15 reais por litro essa configuração traz uma redução de 20 centavos por milha voada durante o cruzeiro no custo da missão, um valor que pode parecer pouco, mas que ao realizar um grande número de voos é possível obter uma grande redução no custo operacional da empresa.

Para o perfil C esse fator já se inverte, pois a aeronave passa o maior tempo subindo, logo o ângulo de 15 graus se torna mais eficiente por apresentar o menor consumo nesta etapa. A utilização deste ângulo pode trazer uma redução no custo operacional de até 50 centavos durante a subida quando comparado com o ângulo de 20 graus.

Embora não tenha sido possível obter um espaço amostral com uma quantidade significativa de voos é possível concluir a validade da metodologia utilizada para este trabalho que mesmo com um número baixo de voos realizados para a obtenção dos valores experimentais é possível ter um resultado com erros satisfatórios.

Por fim, conclui-se que foi estabelecido um processo de comparação de dados de performance para aeronaves de instrução, o que viabiliza a verificação dos principais parâmetros de desempenho e o estabelecimento de melhores práticas para economizar recursos e prover melhor eficiência a operação de tais aeronaves, dado um cenário atual de alta de preços e incertezas econômicas. Ressalta-se que, no tocante a dados experimentais, o aumento do espaço amostral é desejado, para que os valores apresentados nesse trabalho tenham erros minimizados e análises mais profundas possam ser realizadas.

BIBLIOGRAFIA

- [1] GARCIA, Matheus. **Análise de desempenho de uma aeronave executiva a jato**. Orientador: Giuliano Gardolinski Venson. 2018. Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado em Engenharia Aeronáutica) - Universidade Federal de Uberlândia, [S. l.], 2018.
- [2] DOWLING, Stephen. **The plane so good it's still in production after 60 years. The plane so good it's still in production after 60 years**, [s. l.], 2 mar. 2017.
- [3] FLORES DOS SANTOS MATTOS, Bruno Henrique. **Análise e Otimização de Desempenho de Missões Pré-programadas para Aeronaves a Pistão**. Orientador: Prof. Mauricio Andrés Varela Morales. 2014. Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, [S. l.], 2014.
- [4] CESSNA 172P Pilot's Operating Handbook. [S. l.: s. n.], 1980.
- [5] SAARLAS, Mairo. **Aircraft Performance**. [S. l.: s. n.], 1980.
- [6] OJHA, S.k. Flight Performance of Aircraft. [S. l.: s. n.], 1934.
- [7] HALE, Francis J. **Introduction to aircraft performance, selection and design**. [S. l.: s. n.], 1984.
- [8] AIRPLANE flying handbook. [S. l.: s. n.], 2016.
- [9] HINTON, Michael J. **Design and Construction of a 1/3-Scale, 1986 Cessna 172P, Flight-Test Aircraft**. 2001. Trabalho de conclusão de curso

(Master of Science in Aerospace Engineering. - Embry-Riddle Aeronautical University, [S. l.], 2001.

- [10] ANDERSON, John D. **Fundamentos de Engenharia Aeronáutica**. 7^a. ed. [S. l.: s. n.], 2015.
- [11] **AVGAS: Brasil precisa executar um plano de suprimento**. [S. l.], 4 set. 2021. Disponível em: <https://www.aopabrasil.org.br/noticias/avgas-brasil-precisa-executar-um-plano-de-suprimento>. Acesso em: 24 set. 2021.
- [12] PANORAMA 2019. **O setor aéreo em dados e análises**, [s. l.], 9 nov. 2019
- [13] **DÓLAR: volatilidade segue, com tapering à vista, tensão entre poderes e riscos fiscais**. [S. l.], 8 set. 2021. Disponível em: euqueroinvestir.com/tendencia-para-o-dolar-em-2021-covid-e-risco-fiscal-causam-incertezas/. Acesso em: 24 set. 2021.
- [14] **CESSNA 172: Still Relevant Today?**, 29 jan. 2020. Disponível em: <https://www.flyingmag.com/story/aircraft/cessna-172-still-relevant/>. Acesso em: 24 set. 2021.
- [15] RODRIGUES, Luiz. **Método Analítico para o Traçado da Polar de Arrasto de Aeronaves Leves Subsônicas** – Aplicações para a Competição SAE-AeroDesign. Revista eletrônica aerodesign magazine, [S. l.], p. 1, 2016.
- [16] **UMA ANÁLISE DOS MOTORES CONVENCIONAIS A QAV EM ALTERNATIVA AOS MOTORES CONVENCIONAIS A AVGAS EM AERONAVES LEVES: VANTAGENS ECONÔMICAS E AMBIENTAIS**. RBAC & CIA, [S. l.], p. 239-257, 1 abr. 2021.
- [17] ANDERSON, John D. **Aircraft performance and design**. [S. l.: s. n.], 1999.

- [18] Sawyer, Charles. **AIRCRAFT powerplant Handbook**. [S. l.: s. n.], 1949.
- [19] CURSO Gratuito de Desempenho de Aeronaves. *In*: CYPRIANO, Daniel. **Curso Gratuito de desempenho de Aeronaves**. [S. l.]. Disponível em: <https://engenhariaaeronautica.com.br/curso/curso-gratuito-de-desempenho-de-aeronaves/>. Acesso em: 2 ago. 2021.

APÊNDICE A – TABELA PARA OBTENÇÃO DE DADOS EXPERIMENTAIS

AERONAVE:	
ROTA:	
DISTÂNCIA (NM):	
ZFW (LBS):	
COMBUSTÍVEL NA SAÍDA (LBS):	
GROSS WEIGHT (LBS) (W0):	
FLIGHT LEVEL:	
TEMPO DE SUBIDA (MIN):	
RPM DE CRUZEIRO:	
COMBUSTÍVEL NA CHEGADA (LBS):	
LANDING WEIGHT (W1):	
FRAÇÃO DE COMBUSTÍVEL (W1/W0):	
TEMPO DE VOO:	
CONSUMO HORÁRIO (GPH) :	
OBSERVAÇÕES:	

APÊNDICE B – CÓDIGO UTILIZADO PARA O PERFIL A

```

clc
clear all
close all
%% Perfil de missão A - Dados
W = 2400;% peso de decolagem máximo em lbs
m = W*0.4536; %massa em kg
g = 32.2; %aceleração da gravidade
S = 174; % área de asa ft^2
h = 7.5; % altura da asa em relação ao solo em ft, valor
aproximado
AR = 7.5; % razão de aspecto
b = 36; % envergadura em ft
b2 = b^2;
clmax = 1.4; %cl máximo naca 2412
kuc = 5.5e-5; %seção 6.7.1 anderson % para pouso conside-
rar 3.16e-5
mi = 0.04; %coeficiente de atrito da pista
rho = 0.00216228; %densidade do ar unidade imperial a 3200
pés de altitude
rho0 = 0.0023769; % densidade ao nível do mar unidade im-
perial
P0 = 160*550; %potência convertida para lb.ft/s
P = P0*((1.132*(rho/rho0))-0.132); % potência corrigida
para densidade
CD0 = 0.02249;
e = 0.77; %fatoroswald
npr = 0.55; % 0.55 na corrida de decolagem
%% Análise distâncias de decolagem - modelo seguindo o
exemplo 6.6 do anderson
Vstall = (((2*W)/(rho*S*clmax))^(1/2));
VLO = 1.1*Vstall;
T = (npr*P)/(0.7*VLO); % tração a 0.7 da VLO
Kt = ((T/W)-mi);
deltaCD0 = (W/S)*(4.448/(0.3048^2))*kuc*(m^-0.125);
G = (((16*h/b)^2)/(1+(16*h/b)^2));
k1 = 1/(3*pi*e*AR);
Ka = (-rho/(2*(W/S)))*((CD0 + deltaCD0)+ ((k1 +
((G/(pi*e*AR))))*(0.1^2)) - (mi*0.1));
Sg = (1/(2*g*Ka))*(log(1+((Ka/Kt)*(VLO^2)))) + VLO
%Slo = (1.44*(W^2))/(g*rho*S*clmax*T) % Eq do livro do An-
derson para

```

```

%comparar com Sg
R = (6.96*(Vstall^2))/g;
tetaob = acos(1 - (50/R));
Sa = R*sin(tetaob);

total_decolagem = Sg+Sa
%% análise da subida
V_subida = 126.5; % ft/s
Cl_subida = W/(0.7*rho*S*(V_subida^2));
Cd_subida = CD0 + ((Cl_subida^2)/(pi*e*AR));
Tr_subida = W/(Cl_subida/Cd_subida);
Pr_subida = Tr_subida*V_subida;
Pa_subida = 0.6*P;
R_C_subida = ((Pa_subida -Pr_subida)/W)*60
Ta = (0.6*P)/V_subida;
ts= ((5500-3200)/R_C_subida) % em minutos
%% análise de cruzeiro 1 e 2
V_cruzeiro = 140;
ccruise = 0.4/(550*3600);
Range = 48608.9;
Cl_cruzeiro = W/(0.8*rho*S*(V_cruzeiro^2));
Cd_cruzeiro = CD0 + ((Cl_cruzeiro^2)/(pi*e*AR));
W3_W2 = exp((-
Range*ccruise)/(npr*(Cl_cruzeiro/Cd_cruzeiro))) %fração de
combustível
%% loitter
E = 25*60;
cloitter = 0.24/3600;
W4_W3 = exp((-E*cloitter)/(Cl_cruzeiro/Cd_cruzeiro)) %fra-
ção de combustível
%% análise do pouso
Vf = 1.23*Vstall;
R2 = (Vf^2)/(0.2*g);
VTD = 1.15*Vstall;
Hf = R2*(1 - cosd(3));
SaLanding = (50-Hf)/(tand(3));
Sf = R2*sind(3);
deltaCD0Landing = (W/S)*(4.448/(0.3048^2))*(3.16e-5)*(m^-
0.125);
Jt =0.4;
Ja = (rho/(2*(W/S)))*((CD0 + deltaCD0Landing)+ ((k1 +
((G/(pi*e*AR))))*(0.1^2)) - (0.4*0.1));
SgLanding = (1/(2*g*Ja))*(log(1+((Ja/Jt)*(VTD^2)))) + VTD
total_landing = SgLanding + SaLanding + Sf

```