

FILIPPE PORTO MENDANHA

**ANÁLISE INTEGRADA DE DESEMPENHO DE
AERONAVE COM GRUPO MOTOPROPULSOR
PISTÃO-HÉLICE APLICADO AO IPANEMA EMB-202**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA**

2023

FILIPPE PORTO MENDANHA

**ANÁLISE INTEGRADA DE DESEMPENHO DE
AERONAVE COM GRUPO MOTOPROPULSOR
PISTÃO-HÉLICE APLICADO AO IPANEMA EMB-202**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado à
Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade
Federal de Uberlândia como parte dos requisitos
para obtenção do título de Bacharel em Engenharia
Aeronáutica. *EXEMPLAR DE DEFESA*

Área de Concentração: Desempenho de Aeronaves

Orientador: Prof. Dr. Higor Luis Silva

Uberlândia - MG

2023

FILIFE PORTO MENDANHA

**INTEGRATED PERFORMANCE ANALYSIS OF A
PISTON-PROP POWERED AIRCRAFT APPLIED TO
IPANEMA EMB-202**

Final Paper submitted to the Faculty of Mechanical Engineering from Federal University of Uberlândia in partial fulfillment of the requirements for the degree of Aeronautical Engineer. *EXAMINATION BOARD PRESENTATION COPY*

Concentration Area: Aircraft Performance

Advisor: Prof. Dr. Higor Luis Silva

Uberlândia - MG

2023

*Aos mansos e humildes de coração, que têm sede de sabedoria e conhecimento,
cujo propósito de suas vidas é ajudar outros nessa caminhada que é a vida.*

AGRADECIMENTOS

Palavras são insuficientes para expressar a profundidade da minha gratidão a Deus. Ele me concedeu muito mais do que pedi ou sequer imaginei. A minha vida e tudo que alcancei são um testemunho da Sua misericórdia e graça. Que este trabalho seja, então, uma homenagem à divina sabedoria que tem iluminado o meu caminho e moldado a minha jornada de maneiras que transcendem a compreensão humana. Sou grato pelas bênçãos alcançadas, por abrir portas que eu não sabia que existiam e por trilhar comigo cada passo desta jornada.

Um agradecimento especial ao meu pai, que foi um pilar fundamental na minha vida. Ele não mediu esforços para investir no meu crescimento acadêmico, proporcionando experiências enriquecedoras que moldaram não apenas meu conhecimento, mas também meu caráter. Este trabalho é dedicado a ele, como um testemunho do impacto duradouro de sua influência em minha vida.

À minha mãe, expresso minha gratidão por seu apoio incondicional. Ela foi minha fonte constante de força e encorajamento. Sua presença, amor e cumplicidade guiaram-me nos momentos mais difíceis. Este trabalho é o resultado não apenas do meu esforço, mas também do suporte constante que ela gentilmente ofereceu ao longo desta jornada.

Agradeço aos meus irmãos Lucas e Raquel. A amizade que compartilhamos vai além dos laços de sangue. A lealdade, amor e apoio de vocês são pilares inabaláveis. Agradeço a Any Karoline, com quem tive a honra de construir boas memórias desde a infância, pelos anos de amizade, parceria e companheirismo.

Um agradecimento especial a Marcos Vinícius Maciel, um amigo que posso chamar de irmão, que esteve comigo desde o início do curso. E ao meu amigo Vinícius Rodrigues, com quem tive a honra de compartilhar moradia durante a faculdade. As memórias compartilhadas e a camaradagem durante este período são tesouros que levo comigo para o futuro. Juntos, enfrentamos desafios, celebramos conquistas e construímos uma amizade que vai além das salas de aula.

Agradeço a todas as amigas sinceras que pude formar nesses anos que marcaram minha trajetória e tornaram a caminhada mais leve e agradável, em especial à Letícia Marques, Adriano Júnior, Marianne Anjos, Tiago Quinália e Bruno Richard. Este é também um reflexo da influência positiva que cada um de vocês teve em minha vida.

Agradeço a todos os professores dessa instituição que pude ter contato. Todas as trocas e compartilhamentos de conhecimento foram valiosos e tiveram forte impacto no meu crescimento

acadêmico e profissional. Gostaria de agradecer aos professores Giuliano Venson e Tobias Morais por serem referências e pilares deste curso, exemplares na dedicação e humildade com as pessoas, é uma honra tê-los conhecido e aprender com vocês. Agradeço em especial aos honoráveis membros que compõem essa banca avaliadora.

Um agradecimento especial ao meu professor e orientador Higor Luis Silva. Este trabalho é, em parte, resultado do seu compromisso em orientar e inspirar seus alunos. Agradeço sinceramente por sua orientação, paciência e pelos valores exemplares que você incorpora. É digno de nota o fato de ser o primeiro egresso do curso a se tornar professor deste curso, um marco que não apenas celebra sua trajetória individual, mas também serve como um exemplo inspirador para todos nós. Sua conquista não apenas demonstra excelência acadêmica, mas também destaca a dedicação e a paixão por contribuir para o desenvolvimento de novas gerações no curso.

Gostaria de estender meus sinceros agradecimentos a três importantes pilares que contribuíram significativamente para minha formação acadêmica e profissional. À equipe de extensão Tucano Aerodesign pela oportunidade de participar e aprender além dos limites da sala de aula, onde pude aplicar teorias acadêmicas em projetos desafiadores. Ao Laprosolda pela oportunidade do desenvolvimento acadêmico nas pesquisas conduzidas no laboratório, representados aqui nas pessoas dos engenheiros Diandro Bailoni e Victor Alves, agradeço pela confiança depositada e apoio no meu desenvolvimento. Expresso minha gratidão à Embraer e a equipe com a qual trabalho pela oportunidade de estágio, pela exposição a um ambiente profissional que ampliou minha visão sobre a indústria aeroespacial, em especial ao Alberto Yglesias e Mariana Escudero que me orientaram no projeto de estágio ("Levantamento estatístico do consumo de combustível da frota Ejets-E2") selecionado como um dos projetos destaques graças a toda atenção e dedicação compartilhada, dentre outras atividades de Desempenho de Aeronaves.

Gostaria de expressar minha profunda gratidão a todas as pessoas que desempenharam papéis essenciais na minha jornada acadêmica e pessoal, tornando possível a conclusão deste trabalho.

Bendito seja o nome de Deus, de eternidade a eternidade, porque dele é a sabedoria e o poder! É ele quem muda o tempo e as estações, remove reis e estabelece reis; ele dá sabedoria aos sábios e entendimento aos inteligentes. Ele revela o profundo e o escondido; conhece o que está em trevas, e com ele mora a luz.

— Daniel 2:20-22

RESUMO

MENDANHA, F. P. **Análise integrada de desempenho de aeronave com grupo motopropulsor pistão-hélice aplicado ao Ipanema EMB-202.** 2023. 90 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2023.

Este trabalho consiste no desenvolvimento conceitual da análise de performance de uma aeronave com grupo motopropulsor pistão-hélice, aplicado ao Ipanema EMB-202. O modelo da aeronave foi escolhido por sua importância no mercado da aviação agrícola nacional e por ser o primeiro a ser certificado para operação com biocombustível. Assim, utilizou-se como estudo de caso para avaliar o desempenho de variantes propulsivas que utilizam como combustível Gasolina de Aviação e Etanol Hidratado, nas diferentes fases do voo. Para tanto, é realizada uma análise de desempenho por produto aeronáutico, dividindo os capítulos de desenvolvimento em: Desempenho da Hélice, Desempenho do Motor e Desempenho de missão da aeronave. Em cada capítulo, é apresentado o desenvolvimento do conjunto de equações que modelam a física do problema tratado. Assim, para abordar o desempenho da hélice, é aplicado um método simplificado oriundo de equações aerodinâmicas que definem o comportamento da hélice; para abordar o desempenho do motor, são usadas equações termodinâmicas para descrever o ciclo de operação do motor e equações químicas para descrever a reação de queima de combustível usada pelo motor; para abordar o desempenho da aeronave, um conjunto de equações aerodinâmicas e mecânicas de movimento são aplicadas de acordo com cada segmento da missão. Portanto, foram desenvolvidas ferramentas computacionais para auxiliar nos cálculos realizados e prover gráficos que permitem uma melhor compreensão da influência dos diversos parâmetros no desempenho do produto, e, por consequência, na fase de voo. Os programas de computador, responsáveis pelo tratamento, foram escritos em MATLAB e EXCEL. Desse modo, as informações obtidas permitem uma melhor compreensão da interdependência dos produtos no desempenho individual, dos principais parâmetros que impactam no desempenho da aeronave e do impacto na missão em função do tipo de combustível utilizado.

Palavras-chave: Desempenho, Aeronave, Motor, Hélice, Ipanema.

ABSTRACT

MENDANHA, F. P. **Integrated performance analysis of a piston-prop powered aircraft applied to Ipanema EMB-202.** 2023. 90 p. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica) – Faculdade de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia - MG, 2023.

This work consists of the conceptual development of the performance analysis of a piston-propeller powered aircraft, applied to the Ipanema EMB-202. The aircraft model was chosen due to its significance in the national agricultural aviation market and for being the first to be certified for operation with biofuel. Thus, used as a case study to evaluate the performance of propulsive variants that use Aviation Gasoline and Hydrated Ethanol fuel, in the different phases of flight. Therefore, a performance analysis is carried out by aeronautical product, dividing the development chapters into: Propeller Performance, Engine Performance and Aircraft Mission Performance. In each chapter, is presented the development of the set of equations that model the physics of the treated problem. Accordingly, to approach the propeller performance, a simplified method derived from aerodynamic equations that define the behavior of the propeller is applied; to approach engine performance, thermodynamic equations are used to describe the engine operation cycle, and chemical equations to describe the fuel burning reaction used by the engine; to approach the performance of the aircraft, a set of aerodynamic and motion mechanics equations are applied according to each mission segment. Hence, computational tools were developed to assist in the calculations developed and to provide graphs that allow a better understanding of the influence of the various parameters on the product's performance, and consequently on the flight phase. The computer programs responsible for the treatment were written in MATLAB and EXCEL. Thereby, the information obtained allows a better understanding of the interdependence of products on individual performance, the main parameters that impact the performance of the aircraft and the impact on the mission depending on the used fuel type.

Keywords: Performance, Aircraft, Engine, Propeller, Ipanema.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Velocidades, diferencial de forças e ângulos na seção da hélice.	23
Figura 2 – Variação da eficiência de hélice em função do Ângulo geométrico e razão de avanço.	26
Figura 3 – Estações da Pá de uma Hélice Típica.	27
Figura 4 – Ciclos e fases do motor ICE de 4-tempos.	32
Figura 5 – Diagrama P-v e T-s ciclo Otto ideal.	34
Figura 6 – Comparação entres os ciclos de Otto ideal e real.	34
Figura 7 – Vista Isométrica do Motor Típico Lycoming IO-540.	36
Figura 8 – Aspecto visual dos combustíveis.	39
Figura 9 – Esquema P-v do Ciclo Otto não ideal.	42
Figura 10 – Variação da temperatura na atmosfera padrão com a elevação de altitude. . .	49
Figura 11 – Influência da altitude na Potência Efetiva do motor.	50
Figura 12 – Influência da altitude no Rendimento Térmico do motor.	51
Figura 13 – Influência da altitude no Consumo Específico de Combustível do motor. . .	52
Figura 14 – Três vistas- Ipanema EMB-202.	54
Figura 15 – Diagrama esquemático de forças em voo.	57
Figura 16 – Diagrama esquemático de forças em solo.	57
Figura 17 – Classificação do arrasto.	58
Figura 18 – Diagrama Polar de Arrasto.	59
Figura 19 – Fator de arrasto induzido para asas não enflexadas de afilamento linear. . . .	61
Figura 20 – Curva polar de arrasto.	62
Figura 21 – Estimativa de C_{Lmax} para asas de alongamento moderado (4-8).	63
Figura 22 – Configuração do flape slotted.	64
Figura 23 – Razão e ângulo de subida para diferentes velocidades e potência do motor (ISA-SL, AvGas).	73
Figura 24 – Potência e Empuxo para diferentes velocidades e aceleração do motor (ISA-SL, AvGas).	74
Figura 25 – Razão e ângulo de subida para diferentes velocidades e potência do motor (ISA-SL, Etanol).	75
Figura 26 – Potência e Empuxo para diferentes velocidades e aceleração do motor (ISA-SL, Etanol).	76
Figura 27 – Alcance e autonomia em função da velocidade e quantidade de combustível (FL060, AvGas).	83

Figura 28 – Alcance e autonomia em função da velocidade e quantidade de combustível
(FL060, Etanol). 84

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Eficiência em decolagem Hélice típica, Método estação à 3/4 da pá.	29
Tabela 2 – Eficiência em cruzeiro Hélice típica, Método estação à 3/4 da pá.	29
Tabela 3 – Textron Lycoming IO-540-K IPANEMA.	36
Tabela 4 – Parâmetros termodinâmicos de motores a Pistão Aeronáuticos (estimados). .	37
Tabela 5 – Parâmetros para voo de cruzeiro.	37
Tabela 6 – Parâmetros dos combustíveis Etanol Hidratado e AvGas 100LL.	39
Tabela 7 – Massa Molar.	40
Tabela 8 – Consumo de combustível.	41
Tabela 9 – Parâmetros do Ciclo.	47
Tabela 10 – Geometria da Aeronave.	55
Tabela 11 – Coeficientes da curva polar de arrasto.	61
Tabela 12 – Velocidade de estol estimada.	64
Tabela 13 – Dados para estimativa da distância de decolagem.	65
Tabela 14 – Estimativa da distância de decolagem.	67
Tabela 15 – Estimativa da distância de aterrissagem.	69
Tabela 16 – Parâmetros utilizados para Estimativa da performance em subida.	70
Tabela 17 – Desempenho com máximo ângulo de subida.	72
Tabela 18 – Desempenho com máxima razão de subida.	72
Tabela 19 – Teto de Operação.	77
Tabela 20 – Voo propulsionado ascendente para FL060.	78
Tabela 21 – Desempenho com mínimo ângulo de descida.	79
Tabela 22 – Desempenho com mínima razão de descida.	79
Tabela 23 – Parâmetros utilizados para estimativa da performance em Cruzeiro.	80
Tabela 24 – Desempenho com máxima razão de subida.	82

LISTA DE SÍMBOLOS

A — Área de Seção Transversal

\mathcal{R} — Alongamento da asa (*aspect ratio*)

AFR — Razão ar-combustível na base mássica

a — Velocidade do som no ar

a_{TO} — Aceleração de decolagem

a_L — Desaceleração na aterrissagem

B — Número de pás da hélice

b — Envergadura

bep — *Break engine power*: potência efetiva do motor

c — Corda do Aerofólio

cep — *Combustion engine power*: potência teórica do motor

C_D — Coeficiente de Arrasto

C_L — Coeficiente de Sustentação

C_M — Coeficiente de Momento

C_P — Coeficiente de Potência

C_Q — Coeficiente de Torque

C_T — Coeficiente de Empuxo

c_V — Calor específico a volume constante

c_P — Calor específico a pressão constante

D — Diâmetro da hélice, Arrasto

DTC — *Distance to Climb*, Distância para subir a determinado nível de voo

DTD — *Distance to Descent*, Distância para descer

dD — Incremento de arrasto no elemento da pá

dF — Incremento de força resistiva no elemento da pá

dL — Incremento de sustentação no elemento da pá

dR — Incremento de resultante aerodinâmica no elemento da pá

dT — Diferencial de Empuxo

dQ — Diferencial de Torque

E_{max} — Máxima Autonomia de voo

e — Fator de Oswald

e_C — Eficiência politrópica de compressão

e_E — Eficiência politrópica de expansão

F — Forças Externas

FL — *Flight Level*, Nível de voo

f — Fração de mistura (AFR^{-1})

GS — *Ground Speed*, Velocidade relativa ao solo

g — Aceleração da Gravidade

gep — *Gross engine power*: potência indicada do motor

h — Altitude

H_F — Poder calorífico do combustível

ICE — *Internal Combustion Engine*: motor de combustão interna

ISA — Modelo de Atmosfera Padrão Internacional

J — Fator de avanço

K — Fator de correção do arrasto induzido,

k — Razão de calor específico

L — Sustentação

M — Número de Mach

MS — Margem de Segurança

m — Massa

m_{ar} — Massa de ar admitida pelo motor

\dot{m}_{ar} — Vazão mássica de ar no motor

m_{comb} — Massa de combustível

\dot{m}_{comb} — Vazão mássica de combustível

N — Velocidade de rotação da hélice

P — Potência

p — Pressão

PMI — Ponto morto inferior

PMS — Ponto morto superior

Q — Torque, energia térmica

q — Pressão Dinâmica

R — Raio da hélice, Constante universal do gás, alcance do voo

R_{max} — Máximo Alcance

RC — Razão de compressão

ROC — *Rate of Climb*, Razão de subida

ROD — *Rate of Descent*, Razão de descida

r — Raio da posição do elemento da pá

S — Área da Superfície da Asa

SFC — *Specific Fuel Consumption*: consumo específico de combustível

sep — *Shaft engine power*: potência de eixo do motor

T — temperatura, Força empuxo

TR — *Throttle Rating*, Porcentagem de Aceleração do motor

TTC — *Time to Climb*, Tempo de subida

TTD — *Time to Descent*, Tempo de descida

t — tempo

tep — *True engine power*: Potência real do motor

V — Vetor Velocidade, volume dentro do cilindro

V_0 — velocidade de vôo da aeronave

V_R — velocidade resultante no elemento da pá, Velocidade de Rotação

V_D — Volume total deslocado no motor

V_{TD} — Velocidade de toque na aterrissagem

W — Peso da Aeronave, energia de trabalho

W_{util} — Energia útil disponibilizada pelo ciclo termodinâmico

α — Ângulo de Ataque

β — Ângulo geométrico da pá, ângulo de descida

γ — Ângulo da força resultante da hélice, ângulo que aeronave faz com o plano horizontal,

ângulo de subida

η — Eficiência

η_B — Eficiência de combustão

η_H — Eficiência de Hélice

η_M — Eficiência mecânica

η_O — Eficiência global

η_P — Eficiência propulsiva

η_S — Eficiência de transmissão

η_T — Eficiência térmica

π — Razão de pressão

π_D — Razão de pressão na admissão (perda)

π_{ESC} — Razão de pressão no escapamento (perda)

ρ — Densidade do Ar

ρ_{SL} — Densidade do Ar ao nível do mar

τ — Razão de temperatura

ϕ — Ângulo de deslizamento da pá

μ — Coeficiente de atrito com solo

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Justificativa	19
1.2	Objetivos	19
1.3	Metodologia	20
1.4	Estruturação do Documento	21
2	DESEMPENHO DE HÉLICE	22
2.1	Operação da Hélice	23
2.2	Estimativa de Eficiência da Hélice	26
3	DESEMPENHO DE MOTOR	30
3.1	Operação do Motor ICE de ignição por centelha	31
3.2	Motor Textron Lycoming IO-540-K	35
3.3	Propriedades do Combustível e Cálculo de Consumo	38
3.4	Modelo Termodinâmico do Motor a Pistão	42
3.5	Efeito da Atmosfera no Desempenho do Motor	47
3.5.1	<i>Modelo de Atmosfera Padrão</i>	<i>48</i>
3.5.2	<i>Efeito da Altitude no Desempenho do Lycoming IO-540-K</i>	<i>50</i>
4	DESEMPENHO DE MISSÃO DA AERONAVE	53
4.1	Abordagem da Performance de Aeronave	56
4.2	Polar de Arrasto	58
4.3	Velocidade de estol	63
4.4	Distância de Decolagem e Aterrissagem	65
4.5	Subida	70
4.5.1	<i>Teto Máximo Operacional</i>	<i>77</i>
4.5.2	<i>Subida para FL060</i>	<i>77</i>
4.6	Descida	79
4.7	Cruzeiro	80
5	CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS	85
5.1	Observações Gerais	85
5.2	Perspectivas Futuras	87

REFERÊNCIAS 88

INTRODUÇÃO

“Scientists study the world as it is; engineers create the word that has never been.”

— Theodore von Karman

Em 23 de outubro de 1906, ocorreu o primeiro voo propulsionado de uma aeronave com auxílio de um motor à combustão interna. Essa conquista foi realizada pelo brasileiro Alberto Santos Dumont a bordo da aeronave conhecida como 14-bis. Sem recorrer a qualquer sistema de catapultagem, o voo ocorreu no campo de Bagatelle em Paris (França) e foi testemunhado pelo júri do Aerocuble de França e documentado pelo *Le Petit Journal* (NAPOLEÃO, 1957).

Assim, pelos primeiros 50 anos de história da aviação, o grupo motopropulsor predominante foi o pistão-hélice. Esse sistema propulsivo é composto por motores a combustão interna (ICE, *Internal Combustion Engines*), que operam em conjunto com um sistema de transmissão para acionar as hélices, gerando a força propulsiva (ASSELIN, 2012).

O motor a pistão continua sendo considerado uma parte fundamental dos projetos de Aviação Geral, e sua importância é evidente na grande maioria das aeronaves civis de pequeno porte e agrícolas. Além disso, ele é utilizado em VANTs (veículos aéreos não tripulados). Isso é devido à sua economia e eficiência em altitudes e velocidades baixas, em comparação com outras opções de motores aeronáuticos. (FAROKHI, 2014).

Dois tipos de combustíveis são comuns em motores aeronáuticos: a gasolina de aviação, conhecida como AvGas, e o querosene de aviação, denominado Jet A, Jet A-1 ou Jet B. A gasolina de aviação é empregada principalmente em motores a pistão de ignição por centelha, enquanto o querosene de aviação é usado em motores a jato, turbo-hélice, turboeixo e em alguns tipos de motores a pistão com ignição por compressão (FILIPPONE, 2012). Além destes, há o etanol hidratado, um biocombustível de origem vegetal, que é utilizado como combustível em aeronaves pequenas com motores a pistão de ignição por centelha, como o EMB 202. O EMB 202, modelo Ipanema, tornou-se o primeiro a ser certificado para uso com etanol pelo Centro

Tecnológico da Aeronáutica em outubro de 2004 (Embraer, 2023).

Por conseguinte, este trabalho visa analisar o desempenho dos motores a pistão Lycoming IO-540 aspirado, movidos a AvGas 100LL e movidos a etanol, presentes no Ipanema. Nesse contexto, a gasolina de aviação é usada no modelo EMB-202, Ipanema fabricado a partir de 1991, enquanto o etanol é utilizado na subversão denominada EMB-202A, Ipanema fabricado a partir de 2004 (Embraer, 2023).

Além disso, este trabalho desenvolverá e apresentará as características de desempenho em uma análise integrada do produto aeronáutico EMB-202 (conforme o RBAC 21, define-se: aeronave, motor e hélice) nas variantes AvGas e Etanol. Essa avaliação é de suma importância para medir a capacidade da aeronave em realizar tarefas específicas, de acordo com Eshelby (2000), e verificar se o desempenho operacional atende às previsões de projeto.

1.1 Justificativa

Como apontado por Sadraey (2017), a força mais influente no desempenho de uma aeronave é a força propulsiva, proveniente do funcionamento do motor. As demais forças, como o arrasto, sustentação, força peso e forças laterais, contribuem com a dinâmica do voo. Todavia, a força de empuxo é a que satisfaz os requisitos de desempenho. Como disposto por Farokhi (2014), a seleção adequada de um motor é de suma importância para o desempenho da aeronave, a fim de melhor atender a missão projetada para aplicação desse produto aeronáutico. Uma vez que, deve atender padrões de operação rigorosos, sempre visando otimizar tamanho, peso, potência, consumo de combustível, teto operacional e velocidade.

Ademais, a escolha deste modelo de aeronave específico para estudo decorre de seu marco histórico e importância. Em 28 de novembro de 2018, a Embraer alcançou um feito notável ao entregar 1400 unidades do avião Ipanema, liderando o segmento de aviação agrícola no Brasil com 60% de participação no mercado, outrossim, é o produto mais longo dessa indústria de origem nacional. Vale ressaltar que é a única aeronave movida a etanol com atuação no setor do agronegócio, setor econômico que possui representatividade de um quarto do Produto Interno Bruto brasileiro (Embraer, 2023; MACHADO, 2021)

1.2 Objetivos

O objetivo deste trabalho é promover embasamento teórico para as análises típicas do desempenho de uma aeronave com grupo motopropulsor pistão-hélice. Isso será alcançado através da modelagem matemática e física, com base na literatura de referência, para elaboração de uma análise conceitual.

Além disso, uma das metas deste projeto é efetuar uma comparação detalhada entre a operação da aeronave utilizando os combustíveis AvGas 100 LL e Etanol. Essa abordagem

se justifica pela escolha da aeronave específica para o estudo, a Ipanema 202. Este modelo de aeronave possui variantes que operam com os dois tipos de combustíveis mencionados anteriormente. Portanto, o escopo do projeto busca não apenas aprofundar o entendimento do desempenho da aeronave em si, mas também explorar as diferenças e implicações operacionais entre essas opções de combustível.

Dessa forma, os principais objetivos do presente trabalho são:

- Elaborar a revisão bibliográfica da performance dos produtos aeronáuticos que compõem a aeronave proposta e teorias envolvidas;
- Apresentar o modelo de atmosfera padrão utilizado, uma vez que impacta na performance de todos os produtos aeronáuticos conforme elevação de altitude e diferença de temperatura.
- Apresentar a estequiometria da combustão para obtenção da razão ar-combustível (AFR), massa de ar admitida e consumo de combustível;
- Abordar ciclo termodinâmico de funcionamento do motor aeronáutico ICE alternativo com combustão iniciada por centelha, e apresentar o modelo (matemático e computacional) termodinâmico para cálculo do desempenho do motor;
- Apresentar a abordagem da hélice na conversão da energia mecânica rotativa do motor concomitante ao escoamento de ar pelas pás em empuxo propulsivo para aeronave, outrossim, apresentar o método simplificado para cálculo de desempenho de hélice;
- Apresentar e discutir as características de desempenho da aeronave nas diversas fases do voo;

1.3 Metodologia

A metodologia utilizada para a realização deste trabalho foi fundamentada na pesquisa descritiva e ampla revisão bibliográfica do tema em: livros, manuais e periódicos científicos que abordam a performance de aeronaves e funcionamento do motor alternativo com combustão iniciada por centelha. Além disso, informações foram obtidas a partir de websites de empresas que fabricam produtos aeronáuticos, bem como de sites de instituições governamentais no âmbito da aviação, como a Organização da Aviação Civil Internacional (OACI) e a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC).

Devido à limitação dos resultados encontrados para atender ao objetivo proposto, foram obtidas informações adicionais de fontes complementares. Estas incluíram revistas especializadas e sites de jornalismo aeronáutico, os quais também desempenharam um papel essencial na elaboração deste trabalho. Dado que tais fontes complementares se revelaram fundamentais para

enriquecer as discussões presentes neste estudo, o método empregado para alcançar o objetivo estabelecido baseou-se na seleção criteriosa de fontes confiáveis e especializadas no campo da aviação.

1.4 Estruturação do Documento

Cada capítulo apresenta o embasamento teórico do tema desenvolvido ao longo do texto. Dessa forma, são abordados a teoria, parâmetros e conceitos que fundamentam a modelagem matemática e física das equações que definem o comportamento da aeronave, motor e hélice conforme a condição de voo entre outros fatores que afetam o desempenho de cada produto aeronáutico. A estruturação do documento apresenta uma visão geral do que será tratado em cada capítulo:

- Capítulo 2: apresenta o cálculo de desempenho da hélice aplicando o método simplificado de Estação a 3/4 da pá com base em um modelo típico de hélice, a fim de obter uma estimativa de eficiência do propulsor da aeronave.
- Capítulo 3: apresenta a modelagem termodinâmica do motor e reação de queima do combustível com o intuito de estimar o desempenho do motor alternativo de ciclo Otto real, uma vez que o motor da aeronave em estudo é um motor à pistão, aspirado, de combustão interna com ignição iniciada por centelha.
- Capítulo 4: apresenta a modelagem das equações para as principais análises associadas ao desempenho da aeronave, a fim de estimar de valores característicos comparativos de desempenho, concernentes a cada fase de voo.
- Capítulo 5: apresenta as conclusões finais, reflexões e observações gerais sobre o estudo desenvolvido. Além disso, propõe perspectivas de melhorias e trabalhos futuros que podem ser realizados a fim de aprofundar o conhecimento da análise de desempenho de aeronaves movida a hélice.

DESEMPENHO DE HÉLICE

*“Una volta che avrai sperimentato il volo,
camminerà sulla terra con gli occhi rivolti al cielo,
perché lì eri e lì vorrai tornare.”*

— Leonardo da Vinci

Este capítulo apresenta o princípio da produção de força propulsiva através do emprego de hélices e relação entre os coeficientes de eficiência e aerodinâmica. O foco recai sobre o cálculo de desempenho da hélice com base em um modelo típico, a fim de obter uma estimativa de eficiência do propulsor da aeronave, aplicado ao caso em estudo. Uma vez que, os dados da hélice hartzell tripá 86" modelo HC-E3YR-1RF aplicado à aeronave em estudo (EMB-202), não são de domínio público.

A hélice é o elemento propulsor da aeronave, responsável pela conversão da energia mecânica oriunda do motor em empuxo para aeronave, e como todo elemento mecânico e aerodinâmico, apresenta perdas. Portanto, para determinar o coeficiente de eficiência global da hélice, empregou-se o método simplificado da Estação a 3/4 da Pá, aplicado às condições de decolagem e cruzeiro, conforme descrito por Nelson (1944). Este modelo não leva em consideração efeitos de interferência aerodinâmica entre as pás da hélice, nem o efeito de bloqueio gerado pela estrutura da aeronave.

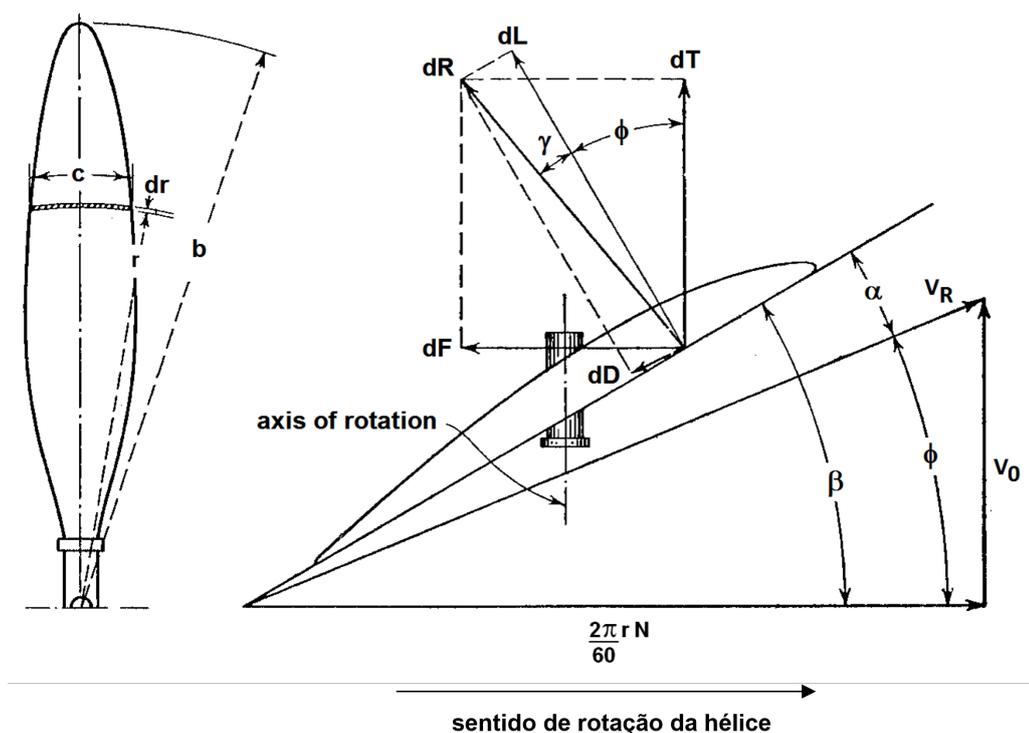
(Intencionalmente em branco)

2.1 Operação da Hélice

Em mecânica dos fluidos, como discorrido por Çengel e Cimbala (2015), o propulsor da aeronave é tratado como ventilador com escoamento axial aberto, por não haver dutos ao redor das pás da hélice. Pelo fato de a velocidade tangencial da pá aumentar com o raio ($v = \omega r$), há portanto, uma torção do aerofólio ao longo da pá; ademais, possui inclinação variável controlada pelo governador da hélice, que ajusta o empuxo líquido gerado pela rotação da hélice para determinadas condições de operação (taxiamento, decolagem, cruzeiro e etc).

White (2018) define preliminarmente que o empuxo e potência são funções de: massa específica do fluido (ar para essa aplicação), da velocidade de rotação, da velocidade de avanço e do diâmetro da hélice. A relação entre os coeficientes de eficiência da hélice e aerodinâmica pode ser facilmente compreendida através da Figura 1 e equações da teoria de elementos de pá.

Figura 1 – Velocidades, diferencial de forças e ângulos na seção da hélice.



Fonte: Nelson (1944).

Para se obter o diferencial de empuxo e torque, deve-se obter primeiramente os diferenciais de sustentação e arrasto bidimensionais, isto é, na seção do aerofólio, conforme as Eq.(2.1) e Eq. (2.2), respectivamente.

$$dL = \frac{B\rho C_l V_R^2 c}{2} dr \quad (2.1)$$

$$dD = \frac{B\rho C_d V_R^2 c}{2} dr \quad (2.2)$$

A velocidade do escoamento sobre a pá é calculada em função da velocidade de voo conforme a Eq. (2.3). Dessa maneira, o diferencial da força resultante pode ser obtida conforme a Eq. (2.4), em função da componente de sustentação. Outrossim, pode ser obtido o diferencial da força de empuxo de acordo com a equação simplificada (2.5), resultando na Eq. (2.6). Semelhantemente pode-se calcular o diferencial de torque conforme a Eq. (2.7), multiplicando o braço de ação (r , posição do elemento de pá) pelo diferencial de força resistiva dF .

$$V_R = \frac{V_0}{\sin(\phi)} \quad (2.3)$$

$$dR = \frac{dL}{\cos(\gamma)} \quad (2.4)$$

$$dT = dR \cos(\phi + \gamma) \quad (2.5)$$

$$dT = B \frac{\rho C_l V_0^2 c}{2} dr \frac{\cos(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (2.6)$$

$$dQ = B \frac{\rho C_l V_0^2 c r}{2} dr \frac{\sin(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (2.7)$$

em que ϕ representa o ângulo de deslizamento devido ao escoamento, resultante da velocidade de operação da aeronave, α o ângulo de ataque da elemento de pá, γ o ângulo da força resultante da sustentação e arrasto, B o número de pás da hélice, D representa o diâmetro da hélice, N o número de revoluções e ρ a densidade do ar, c a corda do perfil aerodinâmico, V_0 a velocidade de voo da aeronave, C_l e C_d os coeficientes de sustentação e arrasto, respectivamente. Dessa forma, transformando as forças e momentos diferenciais em coeficientes conforme as seguintes relações, têm-se :

$$C_T = \frac{T}{\rho N^2 D^4} \quad (2.8)$$

$$C_Q = \frac{Q}{\rho N^2 D^5} \quad (2.9)$$

$$C_P = \frac{P}{\rho N^3 D^5} \quad (2.10)$$

Assim, substituindo Eq. (2.8) e Eq. (2.9) nas Equações (2.6) e (2.7), têm-se as Equações (2.11), (2.12) e (2.13):

$$\frac{dC_T}{dr} = \left(\frac{V_0}{ND^2} \right)^2 \frac{BC_{l_c}}{2} \frac{\cos(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (2.11)$$

$$\frac{dC_Q}{dr} = \left(\frac{V_0}{ND^2} \right)^2 \frac{BC_{l_{cr}}}{2D} \frac{\sin(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma) \sin^2(\phi)} \quad (2.12)$$

$$\frac{dC_P}{dr} = 2\pi \frac{dC_Q}{dr} \quad (2.13)$$

Para obter os parâmetros de desempenho da hélice, deve-se integrar os coeficientes diferenciais ao longo do raio da pá, conforme demonstrado pelas Eq.(2.14) e Eq.(2.15):

$$C_T = \int_{r_{hub}}^R \frac{dC_T}{dr} dr \quad (2.14)$$

$$C_Q = \int_{r_{hub}}^R \frac{dC_Q}{dr} dr \quad (2.15)$$

A eficiência da hélice corresponde à razão entre potência propulsiva devido a hélice (TEP, *True Engine Power*) e potência de eixo do motor (SEP, *Shaft Engine Power*) para acionamento da hélice a cada rotação, conforme a Eq.(2.16):

$$\eta_H = \frac{TV_0}{2\pi NQ} \quad (2.16)$$

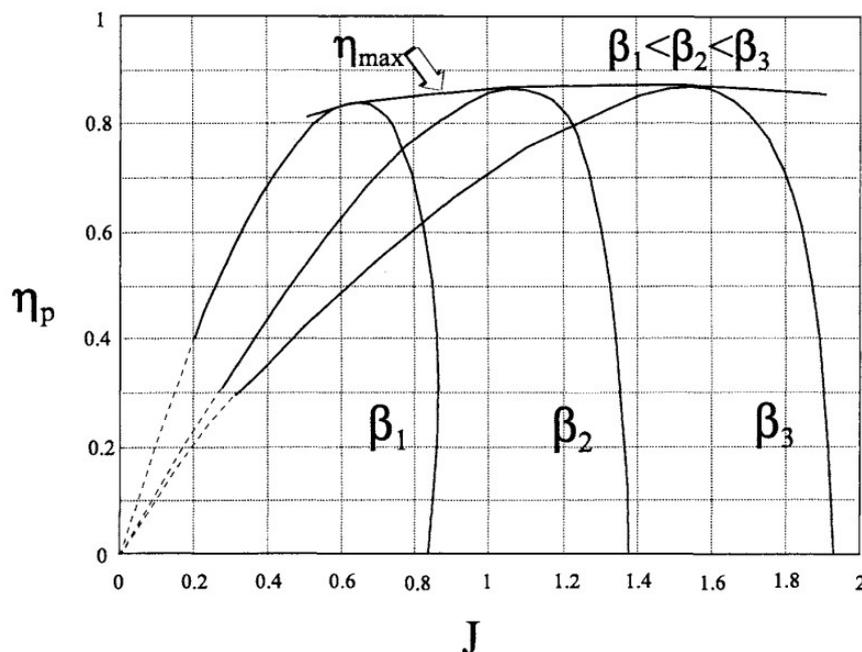
Escrevendo-a em função dos coeficientes, resulta na seguinte forma, disposto pela Eq. (2.17):

$$\eta_H = \frac{C_T V_0}{2\pi NDC_Q} \quad (2.17)$$

Simplificando $J = \frac{V_0}{ND}$, que representa a razão de avanço da hélice, a eficiência da hélice pode ser escrita conforme Eq.(2.18). A relação entre ambas é apresentada na Figura 2.

$$\eta_H = J \frac{C_T}{C_P} \quad (2.18)$$

Figura 2 – Variação da eficiência de hélice em função do Ângulo geométrico e razão de avanço.



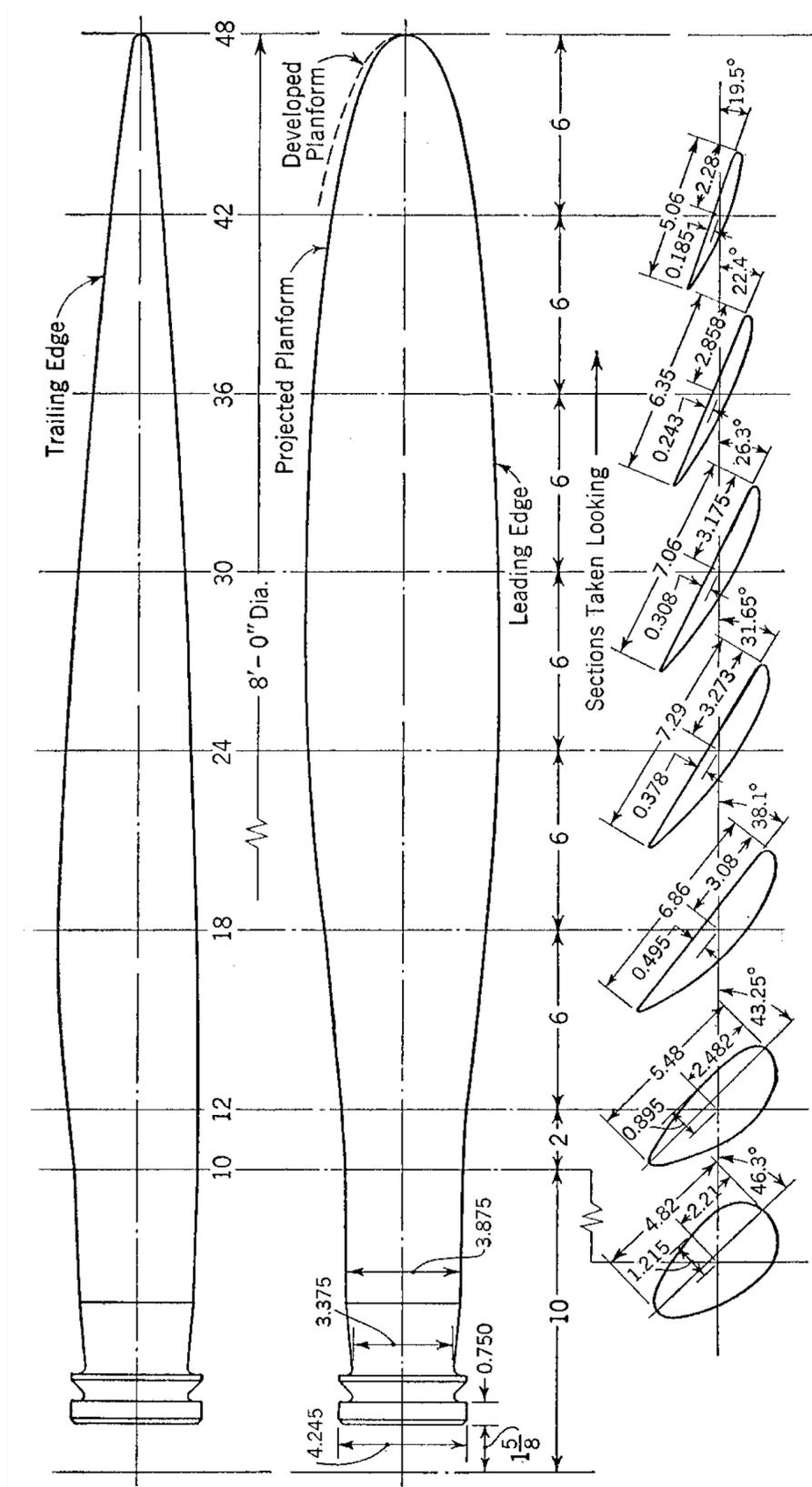
Fonte: Asselin (2012).

2.2 Estimativa de Eficiência da Hélice

Conforme discutido por Sousa (2012), as hélices de passo variável apresentam diversas vantagens, como a alteração do ângulo de ataque de seu aerofólio em voo, permitindo configurações que aproveite o máximo de sua eficiência conforme a condição de voo. Nesse sentido, a obtenção da máxima eficiência propulsiva ocorre de acordo com o ângulo de passo em função da velocidade de voo e rotação do motor. Assim, a hélice passo variável é caracterizada pelo ajuste controlável de seu ângulo de ataque durante o voo, pelo piloto da aeronave. Esse tipo de hélice possibilita que o passo seja ajustado continuamente ao longo do voo, garantindo que mantenha a máxima eficiência propulsiva para todas as velocidades de voo e regime do motor.

Para abordar a contribuição da hélice na conversão da energia mecânica rotativa do motor em empuxo propulsivo para a aeronave, apresenta-se um método simplificado para calcular o desempenho da hélice, a fim de facilitar o processo de avaliação. Dessa forma, é possível estimar o empuxo gerado pela hélice aproximando a eficiência global da hélice pela eficiência local na estação situada a $\frac{3}{4}$ do raio da pá. Na Figura 3, são apresentadas as estações da pá de uma hélice típica com perfil Clark Y, de $R=6$ e espessura 10% (na estação $\frac{3}{4}$ da hélice).

Figura 3 – Estações da Pá de uma Hélice Típica.



Fonte: Nelson (1944).

Consequentemente, ao aplicar o desenvolvimento do cálculo da eficiência da hélice, conforme exposto na revisão da literatura, a eficiência da hélice é expressa por:

$$\eta_H \equiv [\eta_H]_{3/4R} = \left[\frac{tep}{sep} \right]_{3/4R} \quad (2.19)$$

portanto,

$$[\eta_H]_{3/4R} = \left[\frac{dT \cdot V_0}{dQ 2\pi N} \right]_{3/4R} \quad (2.20)$$

nesse sentido, introduzindo os incrementos de força propulsiva e de torque na estação a 3/4 da pá, e considerando a Figura 1, é possível resolver analiticamente para obter o ângulo de deslizamento, conforme a equação:

$$dT = dR \cos(\phi + \gamma)$$

$$dQ = r \cdot dR \sin(\phi + \gamma)$$

$$\phi = \arctan \left(\frac{V_0}{2\pi r N} \right)$$

Ademais, como exposto na revisão de literatura, tem-se que:

$$\alpha = \beta - \phi$$

$$\gamma = \arctan \left(\left[\frac{cd}{cl} \right]_{\alpha} \right)$$

Logo, é possível simplificar a Eq. (2.20), substituindo os incrementos de tração e torque na equação da eficiência da hélice e introduzindo a relação para o ângulo de deslizamento na pá, resultando na seguinte forma:

$$[\eta_H]_{3/4R} = \left[\frac{\cos(\phi + \gamma)}{\sin(\phi + \gamma)} \tan(\phi) \right]_{3/4R} = \left[\frac{\tan(\phi)}{\tan(\phi + \gamma)} \right]_{3/4R} \quad (2.21)$$

(Intencionalmente em branco)

As Tabelas 1 e 2 apresentam os resultados concernentes ao desempenho e eficiência da hélice em condição de decolagem e cruzeiro ao nível do mar, calculados conforme o desenvolvimento matemático desta seção.

Tabela 1 – Eficiência em decolagem Hélice típica, Método estação à 3/4 da pá.

Definição	Variável	Valor
Posição	$r_{0,75R}$	32,25 in (0,819 m)
Rotações	$N_{100\%potência}$	2700 RPM (45 Hz)
Velocidade	$V_{decolagem}$	101,4 km/h (28,16 m/s)
Ângulo geométrico	β	24,5°
Ângulo de deslizamento	ϕ	6,93°
Ângulo de ataque	α	17,57 °
Ângulo da Resultante (cl,cd)	γ	9,65°
Coefficiente de eficiência	η_H	41%

Tabela 2 – Eficiência em cruzeiro Hélice típica, Método estação à 3/4 da pá.

Definição	Variável	Valor
Posição	$r_{0,75R}$	32,25 in (0,819 m)
Rotações	$N_{75\%potência}$	2025 RPM (33,75 Hz)
Velocidade	$V_{cruzeiro}$	214 km/h (59,44 m/s)
Ângulo geométrico	β	24,5°
Ângulo de deslizamento	ϕ	18,89°
Ângulo de ataque	α	5,61 °
Ângulo da Resultante (cl,cd)	γ	3,43°
Coefficiente de eficiência	η_H	83%

DESEMPENHO DE MOTOR

“Não se espante com a altura do voo. Quanto mais alto, mais longe do perigo. Quanto mais você se eleva, mais tempo há de reconhecer uma pane. É quando se está próximo do solo que se deve desconfiar.”

— Santos Dumont

Este capítulo apresenta os princípios termodinâmicos utilizados para modelagem do desempenho do motor alternativo de ciclo Otto real, apresenta também as propriedades do combustível e estequiometria de combustão. O motor da aeronave em estudo é um motor a pistão, aspirado, de combustão interna com ignição por centelha. O modelo termodinâmico desenvolvido é uma representação simplificada baseada em equações termodinâmicas que possibilitam a avaliação do desempenho de um motor de quatro tempos com um número finito de cilindros. Nesse sentido, são introduzidas eficiências nos processos de admissão, compressão, combustão, expansão e escapamento a fim de aproximar o comportamento do motor ideal para o de um motor real não-ideal.

Assim, ao considerar o motor Textron Lycoming IO-540, com as especificações detalhadas pelo fabricante, assim como as características geométricas e os parâmetros de desempenho estimados para esse tipo de motor, conforme descrito por Vedovotto (2022), este capítulo culmina nos resultados calculados pelo modelo termodinâmico desenvolvido. Essa análise é realizada para a condição de cruzeiro, abordando ambas as configurações de combustível: Etanol hidratado e Gasolina de Aviação 100LL. Além disso, o capítulo explora o comportamento do desempenho do motor em relação à variação de altitude.

3.1 Operação do Motor ICE de ignição por centelha

Os sistemas de propulsão de uma aeronave são formados pelos conjuntos de equipamentos e estruturas afins que contribuem como um todo para gerar a força de empuxo propulsivo do avião. Como exemplo de componentes que fazem parte desse sistema, há o tanque de combustível e motor aeronáutico (MCCLAMROCH, 2011).

É importante ressaltar que os motores de combustão interna foram desenvolvidos com sucesso no final do século XIX, especificamente em 1876, por Nikolaus August Otto. Ele introduziu o ciclo termodinâmico de funcionamento do motor de combustão interna, conhecido como ciclo Otto, que deu origem ao primeiro motor de 4 tempos. Essa informação é respaldada na literatura por autores como Asselin (2012), Çengel e Boles (2006), Sadraey (2017), Heywood (1988).

Historicamente, os primeiros sistemas de propulsão de aeronaves foram consagrados por motores alternativos a pistão (ou seja, motores de combustão interna) que fazem o uso de hélices para gerar a força propulsiva. O grupo motopropulsor pistão-hélice permaneceu como principal sistema propulsivo pelos primeiros 50 anos da aviação (ASSELIN, 2012).

Dessarte, como descrito por Sadraey (2017), tal motor pode ser também denominado como motor alternativo. Trata-se de uma máquina térmica que emprega um ou mais pistões para extrair a energia do combustível através do processo de combustão e convertê-la em energia mecânica rotativa que aciona a hélice.

Portanto, um motor do ciclo Otto, também é conhecido como um motor de ignição controlada ou de ignição por centelha. Uma vez que, sua combustão é iniciada por meio de uma descarga elétrica de alta tensão (centelha) dentro da câmara de combustão. Nesse processo, a mistura de ar e combustível é inflamada pela centelha, o que resulta na queima da mistura, causando um aumento de pressão e temperatura dos gases dentro da câmara. Em virtude do aumento de pressão, ocorre o movimento do pistão no cilindro (SADRAEY, 2017).

Nesse sentido, o motor de combustão interna é intrínseco à operação de uma aeronave com grupo motopropulsor pistão-hélice. Conforme apontado por Sadraey (2017) e Asselin (2012), emprega um ou mais pistões para liberar a energia do combustível e converte o movimento de translação alternativo do pistão em movimento de rotação do virabrequim; por conseguinte, esse movimento rotativo aciona a hélice para produzir a força motriz da aeronave.

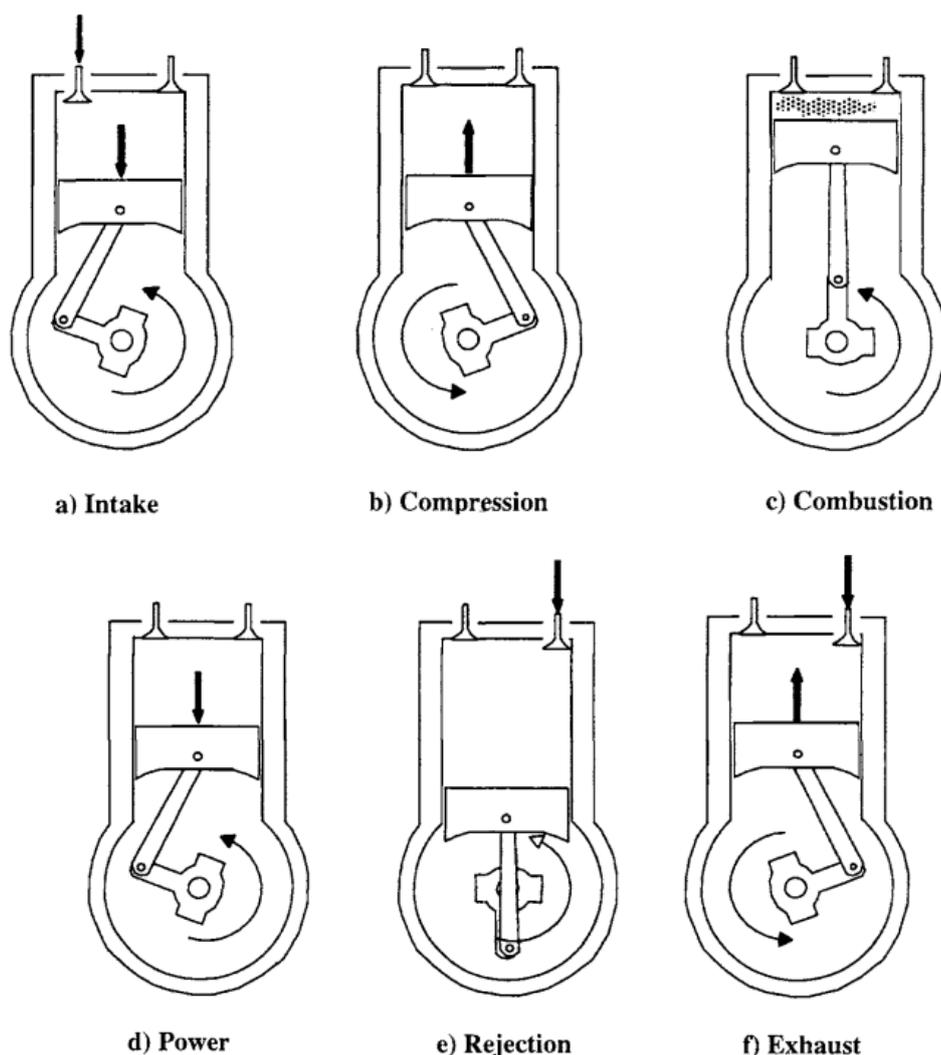
Assim, sumariamente, a energia produzida pela queima da mistura de ar-combustível é convertida pelo sistema propulsivo em força de empuxo através do emprego e rotação da hélice. Portanto, os motores de ciclo Otto fazem uso de gasolina de aviação, conforme exposto por Filippone (2012), e até de biocombustível na variante do Ipanema EMB-202A disposto por Embraer (2023), para gerar potência mecânica.

Por conseguinte, serão abordados os quatro tempos do funcionamento do motor ICE e

suas características.

A Figura 4 ilustra este motor em estágios diferentes durante seu ciclo, o qual equivale a duas voltas do eixo de manivelas (720°), quatro tempos e seis fases. Além disso, a figura apresenta detalhes dos componentes como cilindro, pistão, biela, válvulas de admissão e escapamento, bem como o virabrequim ou eixo de manivelas, que são detalhados extensamente por Heisler (1995).

Figura 4 – Ciclos e fases do motor ICE de 4-tempos.



Fonte: Asselin (2012).

No primeiro tempo, conhecido como admissão, o pistão realiza um movimento descendente enquanto a válvula de admissão permanece aberta. Isso cria uma condição de vácuo dentro do cilindro, permitindo a entrada da mistura de ar e combustível proveniente do sistema de alimentação. Durante esse processo, o cilindro é preenchido conforme o pistão se move do Ponto Morto Superior (PMS) ao Ponto Morto Inferior (PMI), correspondendo a um meio giro de virabrequim (180°). Esse estágio é também identificado como a primeira fase do ciclo,

denominada admissão, conforme descrito por (HEYWOOD, 1988).

No segundo tempo, estágio de compressão, o pistão realiza um curso ascendente, partindo do Ponto Morto Inferior (PMI) em direção ao Ponto Morto Superior (PMS), enquanto ambas as válvulas permanecem fechadas. Durante esse movimento, a mistura de ar e combustível que foi admitida no estágio anterior é comprimida. Esse processo de compressão eleva a temperatura e a turbulência da mistura, resultando na vaporização de parte da gasolina que ainda se encontra em estado líquido e promovendo a homogeneização da mistura.

Esse aumento na pressão e temperatura da mistura tem como objetivo melhorar a eficiência da combustão. Ao garantir uma mistura mais homogênea, a combustão subsequente se torna mais completa, liberando mais calor e reduzindo a quantidade de produtos não queimados, que são altamente poluentes. É importante ressaltar, porém, que ao final da compressão, a temperatura não deve atingir o ponto de autoignição da mistura. Durante essa fase, o virabrequim gira mais meia volta, totalizando uma volta completa (360°). (HEYWOOD, 1988).

No terceiro tempo, quando o pistão atinge o final do curso de compressão no Ponto Morto Superior (PMS), uma centelha elétrica é gerada entre os eletrodos da vela na câmara de combustão. Esse evento marca o início do estágio de combustão, também conhecida como tempo de potência. A mistura, já aquecida e comprimida, queima rapidamente (explosão). A pressão obtida nesse processo é muito elevada, forçando o pistão a mover-se rapidamente em direção ao Ponto Morto Inferior (PMI). Nesta descida, o pistão impulsiona o volante do motor, sendo este o único momento em que o motor produz trabalho útil. Por essa razão, esse estágio é chamado de tempo de potência. Durante essa fase, ocorrem três etapas distintas: ignição, combustão e expansão. Assim como nos estágios anteriores, o virabrequim gira mais meia volta, somando um total de 540° (HEYWOOD, 1988).

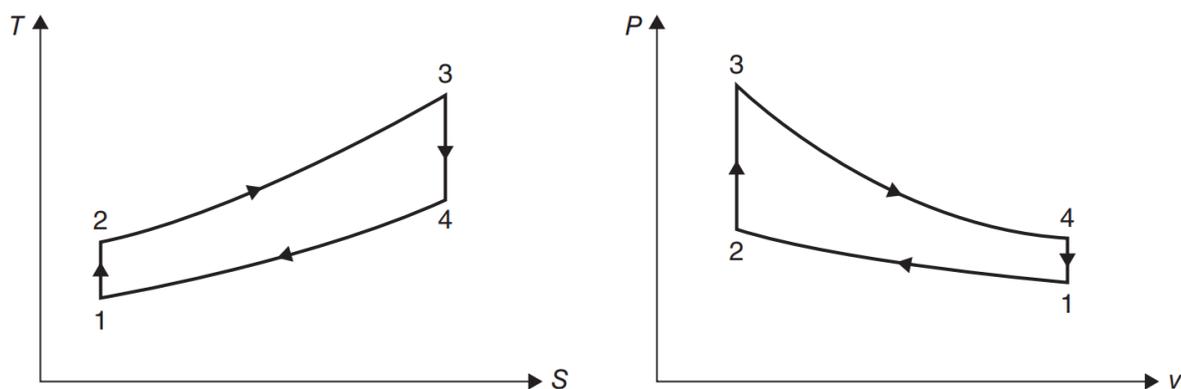
No quarto tempo, denominado de exaustão, a válvula de escapamento abre-se no final do tempo de potência (no Ponto Morto Inferior - PMI), permitindo que os gases queimados sejam expelidos da câmara de combustão em alta velocidade. O pistão, no seu movimento ascendente, limpa o interior do cilindro, empurrando os gases queimados para fora. A válvula de escapamento é então fechada quando o pistão alcança o topo do cilindro (no Ponto Morto Superior - PMS). Assim, ocorre a sexta fase denominada escapamento e também outra meia volta do eixo de manivelas, completando duas voltas (720°) (HEYWOOD, 1988).

Por fim, torna-se evidente que apenas no tempo motor é produzida energia mecânica, enquanto que os outros três são passivos, isto é, absorvem energia e são denominados de tempos preparatórios ou tempos de inércia.

Por conseguinte, o diagrama apresentado na Figura 5 representa o comportamento desse ciclo termodinâmico. Nesse quesito apresenta os gráficos de pressão por volume específico e Temperatura por entropia específica em cada tempo de operação. Assim, no processo de 1-2 ocorre uma compressão isentrópica do ar, deslocamento do pistão de PMI-PMS; no processo

2-3 ocorre a transferência de calor para o ar, a volume constante; no processo de 3-4 ocorre uma expansão isentrópica dos gases e no processo de 4-1 ocorre a rejeição de calor do ar a volume constante (isocórica), conforme (ÇENGEL; BOLES, 2006; WYLEN; SONNTAG; BORGNAKKE, 2006).

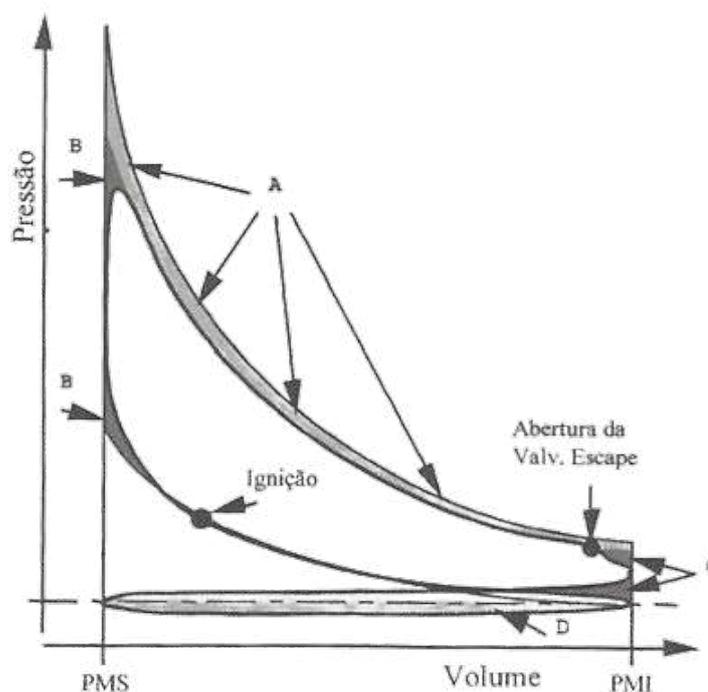
Figura 5 – Diagrama P-v e T-s ciclo Otto ideal.



Fonte: Farokhi (2014).

Ao comparar um ciclo de Otto ideal com o que se desenrola no interior do cilindro em um ciclo de Otto real, é possível observar as principais discrepâncias, como ilustrado na Figura 6. Nessa representação, podem ser analisadas as principais diferenças discutidas por Asselin (2012)

Figura 6 – Comparação entres os ciclos de Otto ideal e real.



Fonte: Vedovotto (2022).

- Região A: Transferência de calor durante a expansão, devido à troca de calor com a parede (Expansão politrópica);
- Região B: Combustão incompleta a volume constante e ignição não instantânea, efeito do processo não quasi-estático;
- Região C: Abertura antecipada da válvula de escape (exaustão de pressão iscórica);
- Região D: Perdas de carga através das válvulas de admissão (admissão não isobárica) e escape;

Tais diferenças ocorrem, pois, num ciclo de Otto ideal considera-se, conforme exposto por Wylen, Sonntag e Borgnakke (2006) e Çengel e Boles (2006):

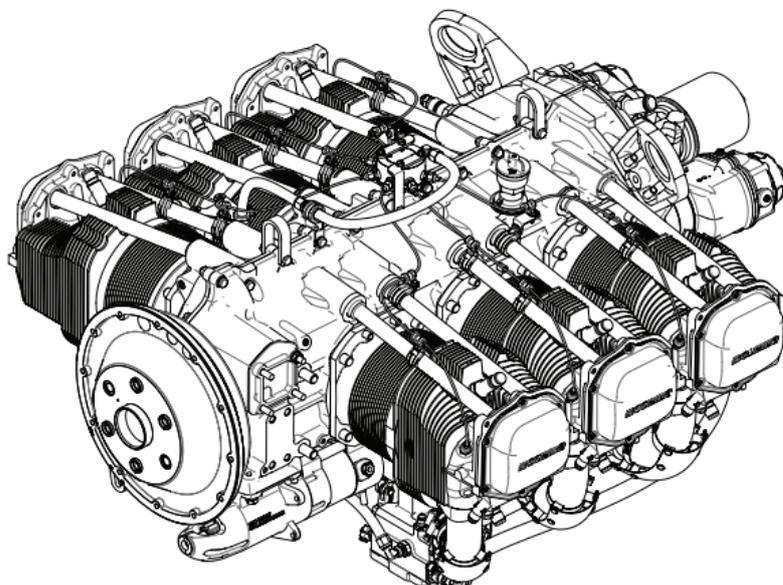
- Admissão Isobárica;
- Compressão isentrópica e adiabática;
- Combustão completa e ignição instantânea;
- Expansão isentrópica e adiabática;
- Exaustão isobárica;
- Sem perdas mecânicas, sem atritos, sem troca de calor com o meio.

3.2 Motor Textron Lycoming IO-540-K

O Motor a Pistão Lycoming IO-540 ilustrado na Figura 7, é um motor 4-Tempos, naturalmente aspirado, de 6 cilindros, sem caixa transmissão (o motor aciona a hélice diretamente), configuração de cilindros opostos horizontalmente, refrigerado a ar, volume total deslocado de 540 polegadas cúbicas (8,849 L). O termo IO-540 faz referência à característica do modelo que possui um volume de deslocamento de 540 polegadas cúbicas com (I) injeção de combustível e (O) cilindros opostos (Textron Lycoming, 2006).

Há duas versões do motor a pistão Lycoming IO-540: à Etanol (modelo IO-540-K1J5D, certificado em 2004), à Gasolina AVGAS 100LL (modelo IO-540-K1J5, certificado em 1963) disposto por Embraer (2023), Liasch (2014), Hausen *et al.* (2011). Vale destacar que, os motores de combustão interna geralmente são descritos pela potência máxima que geram ao nível do mar (MCCLAMROCH, 2011). A Tabela 3 apresentada compara as versões dos motores a Etanol e a AvGas.

Figura 7 – Vista Isométrica do Motor Típico Lycoming IO-540.



Fonte: Textron Lycoming (1979).

Tabela 3 – Textron Lycoming IO-540-K IPANEMA.

Característica	Motor Etanol	Motor AvGas 100 LL
Potência Máxima@2700RPM	320 SHP	300 SHP
$V_{cruzeiro}=75\%P_{max}$	222 km/h	214 km/h
Consumo _{cruzeiro}	98 L/h	69 L/h
Razão de Compressão	9,6	8,7
Volume deslocado do motor(V_D)	540 in ³ (8,849 L)	540 in ³ (8,849 L)
nº de cilindros	6	6
Modelo de Hélice	Hartzell tripá 86 in	Hartzell tripá 86 in

Fonte: Hausen *et al.* (2011), Textron Lycoming (2006), Indústria Aeronáutica Neiva (2006).

Uma vez que o motor do Ipanema, movido a etanol, sofreu modificações em relação ao seu similar movido a AvGas 100LL. Entre tais modificações, podemos listar (LIASCH, 2014):

1. Revestimento interno dos cilindros com cromo e revestimento dos componentes metálicos do sistema de combustível com níquel, para evitar danos por corrosão causados pelo etanol. Somado a isso, a célula da aeronave também foi modificada para o uso do etanol, tendo como principal alteração um revestimento anticorrosivo no tanque de combustível.
2. A bomba de combustível foi substituída por outra de maior vazão, pois o consumo volumétrico do etanol é maior, devido ao menor poder calorífico em relação à gasolina.
3. A taxa de compressão foi aumentada de 8,7:1 para 9,6:1, já que o álcool tem poder antidetonante maior do que o da AVGAS 100LL, conferindo aos motores a etanol mais

potência em relação ao motor original a AvGas.

Potência, eficiência e consumo de combustível são 3 fatores intrinsecamente correlacionados e essenciais para avaliação de performance do motor. A potência efetiva bep (fornecida pelo fabricante) é a potência que o conjunto pistão-biela fornece ao eixo de manivelas do motor, corresponde a potência indicada menos as perdas mecânicas por atrito e devido a acionamento de acessórios do motor. É calculada a partir da potência indicada gep e de uma eficiência mecânica do eixo (η_M).

$$bep = \eta_M \cdot gep$$

A eficiência térmica do motor é dada pela relação entre potência indicada gep (desenvolvida pela combustão sobre o pistão) e a potência teórica cep (energia liberada pela combustão do combustível dentro do volume do cilindro). Sendo assim, a potência indicada corresponde a uma parcela da potência teórica, devido a perdas térmicas que ocorrem no ciclo termodinâmico. A Tabela 4 apresenta parâmetros estimados de motores a pistão aeronáuticos, utilizados para o cálculo de desempenho do motor ao longo deste trabalho. A Tabela 5 apresenta os parâmetros de desempenho em voo de cruzeiro a 75% da potência máxima do motor.

$$\eta_T = gep/cep$$

$$cep = \dot{m}_{comb} \cdot \Delta H_F$$

ΔH_F é o poder calorífico do combustível, \dot{m}_{comb} é vazão mássica de combustível.

Tabela 4 – Parâmetros termodinâmicos de motores a Pistão Aeronáuticos (estimados).

Característica do motor	Parâmetro afetado	Valor
Admissão com válvula simples	razão de pressão admissão: π_D	0,90
Escapamento sem turbocharger	razão de pressão escapamento: π_{ESC}	1,05
Motor horizontal refrigerado a ar	eficiência politrópica: e_C, e_E	85%
Injeção indireta via carburador de pressão	eficiência de combustão: η_B	85%
Motor com alternador e bomba de combustível	eficiência mecânica: η_M	85%
Motor sem transmissão	eficiência de transmissão: η_S	100%

Tabela 5 – Parâmetros para voo de cruzeiro.

Propriedade	Valor
densidade do ar(ρ)	1,225 kg/m ³
Número de rotações do motor(N)	2025 RPM
rotações por ciclo(n_R)	2
sep_{GAV}	225 shp
sep_{etanol}	240 shp

3.3 Propriedades do Combustível e Cálculo de Consumo

Atualmente, os combustíveis para motores aeronáuticos de alta compressão possuem chumbo tetraetila em sua composição, como é o caso da gasolina de aviação, a AvGas 100 LL. Ela possui número de octanagem 100 e apresenta baixo teor de chumbo tetraetila, o qual tem a finalidade de aumentar sua capacidade antidetonante. Trata-se de uma mistura de hidrocarbonetos, com 5 a 9 átomos de carbono, tendo como base os hidrocarbonetos parafínicos ramificados (CHEVRON, 2007; PETROBRAS, 2019).

A gasolina de aviação é utilizada para motores a pistão de ignição comandada (isto é, conforme o Ciclo Otto), comum para aeronaves da aviação geral de pequeno porte, civil ou agrícola, por exemplo. Contudo, em breve esse combustível não estará disponível no mercado de aviação Estadounidense, devido a medidas adotadas pela Agência de Proteção Ambiental (EPA) do governo dos Estados Unidos da América (FAROKHI, 2014).

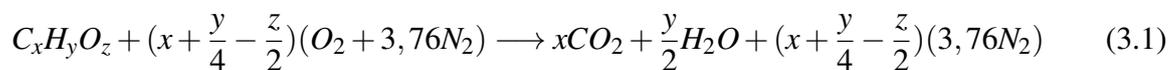
Em contra partida, o Etanol Hidratado Combustível, o mesmo utilizado no abastecimento de carros, já está presente na operação das variantes de aeronaves Ipanema EMB-202A e EMB-203 disposto por Embraer (2023), não possui chumbo tetraetila em sua composição. Ademais, vem sendo estudado para ser o futuro combustível ou compor uma mistura de combustível para aeronaves com motorização a pistão (CHEVRON, 2007). Complementarmente, foi realizado um estudo para conversão das aeronaves T-25 universal da academia da força aérea brasileira (AFA) com justificativas sólidas na viabilidade operacional, econômica e sustentável discutido por Silva *et al.* (2020).

Como vem sendo estudado, os motores ICE possuem ignição por centelha, o que significa que a autoignição do combustível não é desejável. Nesse sentido, a seguir são apresentados os principais fatores que influenciam na detonação, a qual é a capacidade de um combustível sofrer combustão espontânea devido à sua ignição (VEDOVOTTO, 2022):

- Pressão superior ao limite de compressão do combustível: provoca detonação não desejada;
- Índice de octanagem do combustível: indica a resistência a combustão espontânea quando exposto a um ambiente de alta pressão;
- Temperatura de mistura na câmara: quanto menor, menos propenso o combustível está para detonar;
- Avanço da centelha: provoca uma probabilidade maior de ignição;
- Quantidade de mistura: quanto mais rica mais propensa a detonar;

Assim, conforme ilustrado pela Equação (3.1), é apresentado o procedimento de balançamento de equações químicas e cálculos estequiométricos divulgados por Kotz, Treichel e Weaver (2015), os quais podem ser adotados para as reações de combustão da gasolina e do

etanol hidratado combustível. Com base nesses resultados, calcula-se, conforme indicado na Tabela 6, a razão ar-combustível ($AFR = m_{ar}/m_{comb}$); já a fração de mistura é o inverso de AFR.



$$m_{comb} = (x \cdot 12 + y \cdot 1 + z \cdot 16) \quad (3.2)$$

$$m_{ar} = \left(x + \frac{y}{4} - \frac{z}{2}\right)(2 \cdot 16 + 3,76 \cdot 28) \quad (3.3)$$

A Tabela 6 apresenta, comparativamente, as principais propriedades de ambos combustíveis discutidos nesse trabalho:

Tabela 6 – Parâmetros dos combustíveis Etanol Hidratado e AvGas 100LL.

Característica	Etanol	AvGas 100 LL
Composição Química	C_2H_5OH	$\cong C_8H_{18}$
Massa Específica (ρ)	809 kg/m ³	715 kg/m ³
Razão ar-combustível (AFR)	8,95:1	15,05:1
Poder Calorífico inferior (PCI)	27000 kJ/kg	43500 kJ/kg
Ponto de Fulgor	15 °C	-43 °C
T _{autoignição}	363 °C	443 °C
T _{congelamento}	-117 °C	-58 °C
Numero de octano	110	99,6

Fonte: Petrobras (2019), Petrobras (2018), Chevron (2007), Shell (2022).

A Figura 8a e a Figura 8b apresentam as características da aparência da gasolina de aviação e do combustível etanol, discutidos nessa seção.

Figura 8 – Aspecto visual dos combustíveis.



(a) Gasolina de aviação.

Fonte: Petrobras (2019).



(b) Etanol Hidratado Combustível.

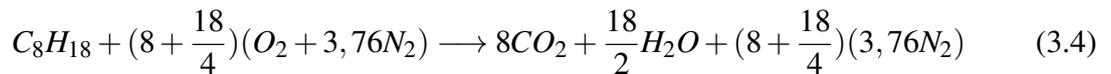
Fonte: Revista Quatro Rodas (2021).

Considerando o motor Lycoming IO-540 com as especificações fornecidas pelo fabricante, juntamente com as características geométricas e os parâmetros de desempenho em voo de cruzeiro a 75% da potência máxima (ISA - nível do mar) conforme a Tabela 5, e levando em conta a estequiometria da combustão, é possível calcular o desempenho do motor em relação ao consumo de combustível. Além disso, conhecendo a massa molar dos elementos conforme a Tabela 7, o balanço de massa para a combustão da gasolina e do etanol pela Eq. (3.1) resulta na seguinte formulação:

Tabela 7 – Massa Molar.

Elemento	Massa molar
Carbono(<i>C</i>)	12 g
Hidrogênio(<i>H</i>)	1 g
Oxigênio(<i>O</i>)	16 g
Nitrogênio(<i>N</i>)	14 g

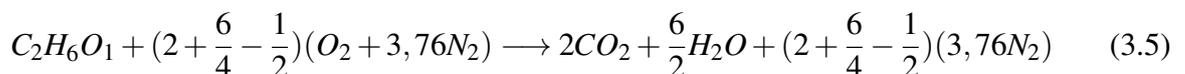
- Combustão da gasolina



$$m_{comb} = (8 \cdot 12 + 18 \cdot 1)$$

$$m_{ar} = \left(8 + \frac{18}{4}\right) \cdot (2 \cdot 16 + 3,76 \cdot 28)$$

- Combustão do Etanol



$$m_{comb} = (2 \cdot 12 + 6 \cdot 1 + 1 \cdot 16)$$

$$m_{ar} = \left(2 + \frac{6}{4} - \frac{1}{2}\right) \cdot (2 \cdot 16 + 3,76 \cdot 28)$$

A massa de ar admitida é dada pelo volume total deslocado pelo motor multiplicado pela densidade do ar apresentado pela Eq.(3.6). Assim, a vazão mássica de ar que atravessa o motor a cada ciclo, denotada por \dot{m}_{ar} , é definida pela massa de ar admitida, pela rotação do motor em cruzeiro (*N*) e pelo número de rotações do motor a cada ciclo (n_R), expressa pela Eq.(3.7).

$$m = V_D \cdot \rho \quad (3.6)$$

$$\dot{m}_{ar} = \frac{mN}{n_R} \quad (3.7)$$

A razão ar-combustível (AFR - *Air Fuel Ratio*) representa a proporção necessária entre comburente e combustível para o processo de combustão completa. Neste caso, pode ser calculada pela razão entre a massa molar do ar e do combustível, obtida a partir da estequiometria de combustão na Eq. (3.8). Consequentemente, a fração de mistura (f) é dada pelo inverso da razão ar-combustível (AFR), conforme a Eq. (3.9). A vazão mássica de combustível é determinada pelo produto da vazão mássica de ar pela fração de mistura, conforme a Eq. (3.10).

$$AFR = \frac{m_{ar}}{m_{comb}} \quad (3.8)$$

$$f = \frac{1}{AFR} \quad (3.9)$$

$$\dot{m}_{comb} = f \cdot \dot{m}_{ar} \quad (3.10)$$

Para motores a hélice, o consumo específico do motor (SFC) corresponde à razão entre a vazão mássica de combustível (\dot{m}_{comb}) e a potência do eixo (sep). Neste cenário, a potência do eixo é numericamente igual à potência efetiva, uma vez que não há caixa de transmissão ($\eta_S = 100\%$). Ou seja, não há caixa de redução, visto que a hélice está acoplada diretamente ao eixo do motor Lycoming IO-540.

$$SFC = \frac{\dot{m}_{comb}}{sep} \quad (3.11)$$

$$sep = \eta_S \cdot bep$$

A Tabela 8 apresenta os resultados concernentes ao consumo de combustível pelo motor em condição de cruzeiro ao nível do mar.

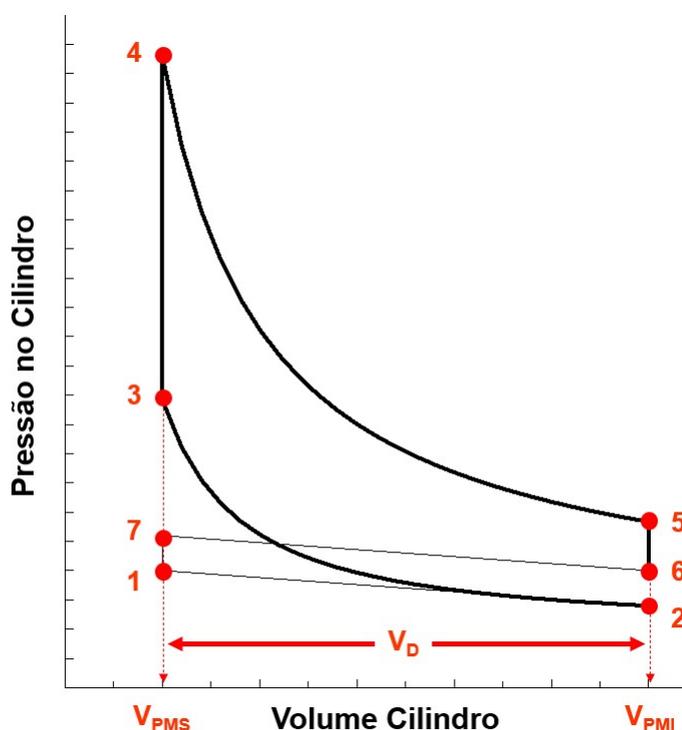
Tabela 8 – Consumo de combustível.

Definição	Variável	Gasolina	Etanol
Massa molar de combustível	m_{comb}	114 g	46 g
Massa molar de ar	m_{ar}	1716 g	411,84 g
Razão ar-combustível	AFR	15,05:1	8,95:1
Fração de mistura	f	0,0664	0,1117
Massa de ar admitida	m	10,84E-3 kg	10,84E-3 kg
Vazão mássica de ar	\dot{m}_{ar}	182,925E-3 kg/s	182,925E-3 kg/s
Vazão mássica de combustível	\dot{m}_{comb}	12,15E-3 kg/s	20,43E-3 kg/s
Vazão volumétrica de combustível	\dot{v}_{comb}	61,2 L/h	90,9 L/h
Consumo específico de combustível	SFC	0,1944 kg/(shp · h)	0,3269 kg/(shp · h)

3.4 Modelo Termodinâmico do Motor a Pistão

Com relação às razões de pressão e temperatura ao longo do ciclo termodinâmico, tem-se que: nos processos de compressão e expansão admite-se que as razões de temperatura estão correlacionadas com a razão de compressão do motor de acordo com eficiências politrópicas. Já no processo de combustão introduz-se uma eficiência de combustão para reduzir a quantidade de energia liberada, outrossim, na admissão e escapamento introduz-se razões de pressão para simular perdas de pressão. Nesta seção objetiva-se apresentar o desenvolvimento do modelo termodinâmico do motor seguindo o esquema apresentado pela Figura 9.

Figura 9 – Esquema P-v do Ciclo Otto não ideal.



Fonte: Vedovotto (2022).

- **Processo de Admissão** (1 \rightarrow 2)

Considerando um motor a pistão real naturalmente aspirado, pode-se aproximar por um processo com perda de pressão e isotérmico, a fim de considerar o efeito da redução de pressão causada pelas válvulas de admissão, sem mudança significativa de temperatura.

$$\pi_D = \frac{P_2}{P_1}$$

$$\tau_D = \frac{T_2}{T_1}$$

Nesse sentido, a massa de ar admitida no ciclo termodinâmico real ao final da admissão é dado pelo produto do volume total deslocado pelo motor pela massa específica do ar considerando as razões de pressão e temperatura:

$$m = V_D \rho_1 \frac{\pi_D}{\tau_D}$$

Nesse processo ocorre o trabalho de bombeamento para admissão, conforme:

$$W_{intake} = \frac{P_2 + P_1}{2} (V_2 - V_1) = \frac{\pi_D P_1 + P_1}{2} (V_D)$$

- **Processo de Compressão** (2 \rightarrow 3)

Durante o processo de compressão, a massa admitida pelo motor permanece constante. Através de uma correlação matemática para um processo politrópico, a relação entre a razão de pressão de compressão no cilindro e a razão de volumes no cilindro é determinada pela razão de compressão (RC) elevada à razão entre os calores específicos. A temperatura da massa admitida também sofre mudança e a razão de temperatura no cilindro também será função da razão de volumes no cilindro, expressa por:

$$\pi_C = \frac{P_3}{P_2} = \left(\frac{V_2}{V_3} \right)^k = RC^k$$

$$\tau_C = \frac{T_3}{T_2} = \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{k-1}{k \cdot e_c}} = \left(\frac{V_2}{V_3} \right)^{\frac{k-1}{e_c}} = RC^{\frac{k-1}{e_c}}$$

A eficiência politrópica é introduzida na relação politrópica para contrabalancear as perdas térmicas durante a compressão (perda de energia na forma de calor para a estrutura do motor).

- **Processo de Combustão** (3 \rightarrow 4)

Através da primeira lei da termodinâmica, o calor de combustão corresponde a variação de energia interna da mistura ar-combustível dentro do motor, dado em função do calor específico a volume constante.

$$\Delta U = {}_3 Q_4$$

A eficiência de combustão é introduzida na equação da variação de energia interna para considerar os efeitos de combustão incompleta da mistura ar-combustível em um motor real, devido a limitação de tempo para a reação química entre o combustível e o ar.

$${}_3Q_4 = \eta_B Q_{IN} = \eta_B m_{comb} \Delta H_F$$

Desenvolvendo algebricamente, encontra-se a razão de temperatura deste processo:

$$m_{ar} c_v (T_4 - T_3) = \eta_B m_{comb} \Delta H_F$$

$$c_v T_3 \left(\frac{T_4}{T_3} - 1 \right) = \eta_B f \Delta H_F$$

$$\tau_B = \frac{T_4}{T_3} = 1 + \frac{\eta_B f \Delta H_F}{c_v T_3}$$

E considerando que o processo de combustão no cilindro ocorra de forma instantânea e isocórica, ou seja, a volume constante:

$$\pi_B = \frac{P_4}{P_3} = \frac{T_4}{T_3} = \tau_B$$

- **Processo de Expansão** (4 → 5)

Durante o processo de expansão, a massa permanece constante e passa por um processo politrópico de expansão, diminuindo temperatura e pressão. A relação entre a razão de pressão no cilindro e a razão de volumes no cilindro, assim como a razão de temperatura no cilindro, tornam-se funções da razão de volumes no cilindro, determinada pela razão de compressão (RC). Aqui, e_E representa a eficiência politrópica de expansão, expressa por:

$$\pi_E = \frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{V_4}{V_5} \right)^k = \left(\frac{1}{RC} \right)^k$$

$$\tau_E = \frac{T_5}{T_4} = \left(\frac{P_5}{P_4} \right)^{\frac{(k-1)e_E}{k}} = \left(\frac{1}{RC} \right)^{(k-1)e_E}$$

- **Processo de Exaustão de pressão** (5 → 6)

Para um motor real sem restrição física na saída do motor pode-se aproximar a pressão no cilindro ao final do *blow-down* (P_6) como sendo a pressão ambiente. Nesse sentido, para um motor real sem restrição física na saída do motor, o processo de *blow-down* corresponde a um processo isocórico, a volume constante:

$$\pi_{BO} = \frac{P_6}{P_5} \equiv \frac{P_0}{P_5}$$

$$\tau_{BO} = \frac{T_6}{T_5} = \frac{P_6}{P_5} = \pi_{BO}$$

portanto,

$$\tau_{BO} = \pi_{BO} = \frac{P_0}{\pi_E \pi_B \pi_C \pi_D P_1}$$

No que tange à energia do processo de exaustão, no contexto de um motor de combustão interna real, a energia total rejeitada no cilindro (${}_5Q_1$) está relacionada à variação de energia interna no processo de exaustão de pressão e escape, podendo ser aproximada pelo calor rejeitado em um processo a volume constante. É importante ressaltar que a redução mais significativa de pressão ocorre no processo de exaustão de pressão, mantendo o volume constante.

$${}_5Q_1 = m \cdot c_v (T_1 - T_5)$$

$$T_5 = \tau_D \tau_C \tau_B \tau_E T_1$$

- **Processo de Escapamento** (6 \rightarrow 7)

Para um motor real pode-se aproximar o processo de escapamento por um processo com aumento de pressão a fim de considerar o efeito de aumento de pressão causado pela válvula de escapamento, e isotérmico (sem mudança significativa de temperatura):

$$\pi_{ESC} = \frac{P_7}{P_6}$$

$$\tau_{ESC} = \frac{T_7}{T_6}$$

por conseguinte, a eficiência de escapamento é obtida da seguinte maneira:

$$\eta_{ESC} = \frac{1}{\pi_D \pi_B \pi_{BO} \pi_{ESC}} < 1$$

O trabalho de bombeamento de escapamento resulta conforme se segue:

$$W_{exhaust} = \frac{P_7 + P_6}{2} (V_6 - V_1) = \frac{\pi_{ESC} P_1 + P_1}{2} (V_D)$$

- **Trabalho Útil**

O trabalho útil do motor representa a quantidade de energia disponível para movimentar o pistão a cada ciclo de operação do motor. É calculada com base no balanço da energia de combustão e exaustão e trabalhos de bombeamento (de admissão e escapamento) dos gases, conforme:

$$W_{util} = ({}_3Q_4) + ({}_5Q_1) - (W_{exhaust} - W_{intake})$$

- **Eficiência Térmica**

A eficiência térmica do ciclo termodinâmico do motor é dada pela razão entre a energia útil disponível para movimentação do pistão e a energia total inserida teoricamente disponível (obtida pela combustão ideal do combustível).

$$\eta_T = \frac{W_{util}}{Q_{IN}}$$

- **Torque gerado pelo motor**

Corresponde à energia mecânica rotacional gerada no motor a cada ciclo, dado em função do trabalho útil (W_{UTIL}) e do número de rotações a cada ciclo (n_R),

$$Q = \frac{W_{UTIL}}{2\pi \cdot n_R}$$

- **Potência indicada**

A taxa de trabalho útil no motor é determinada pela relação entre o torque indicado e a quantidade de trabalho útil no ciclo

$$gep = 2\pi NQ$$

(Intencionalmente em branco)

A Tabela 9 apresenta os resultados concernentes ao ciclo termodinâmico do motor em condição de cruzeiro ao nível do mar, calculados conforme o desenvolvimento matemático desta seção, a fim de apresentar razões de pressão e temperatura, potências específicas e eficiências para determinar o desempenho do motor.

Tabela 9 – Parâmetros do Ciclo.

Definição	Variável	Gasolina	Etanol
Razão de pressão Admissão	π_D	0,9	0,9
Razão de temperatura Admissão	τ_D	1	1
Razão de pressão Compressão	π_C	20,67	23,72
Razão de temperatura Compressão	τ_C	2,768	2,899
Razão de pressão Combustão	π_B	5,293	5,278
Razão de temperatura Combustão	τ_B	5,293	5,278
Razão de pressão Expansão	π_E	0,04838	0,04215
Razão de temperatura Expansão	τ_E	0,47925	0,46348
Razão de pressão Exaustão de pressão	π_{BO}	0,2099	0,2105
Razão de temp. Exaustão de presssão	τ_{BO}	0,2099	0,2105
Razão de pressão Escapamento	π_{ESC}	1,05	1,05
Razão de temperatura Escapamento	τ_{ESC}	1	1
Massa de ar admitida	m	9,76E-3 kg	9,76E-3 kg
Trabalho Bomb. Admissão	W_{intake}	851,8 J	851,8 J
Trabalho Bomb. Escapamento	$W_{exhaust}$	919,04 J	919,04 J
Energia de Combustão	${}_3Q_4$	23,973 kJ	25,021 kJ
Energia de Exaustão	${}_5Q_1$	-12,148 kJ	-12,290 kJ
Trabalho Útil	W_{UTIL}	11,758 kJ	12,663 kJ
Torque indicado	Q	935 N · m	1008 N · m
Potência indicada	g_{epcru}	266,3 hp	286,8 hp
Potência efetiva	b_{epcru}	226,0 hp	243,8 hp
Potência indicada max	g_{epmax}	354,52 hp	382,20 hp
Potência efetiva max	b_{epmax}	301,34 hp	324,87 hp
Eficiência Escapamento	η_{ESC}	95,2%	95,2%
Eficiência Térmica	η_T	41,7%	43%

3.5 Efeito da Atmosfera no Desempenho do Motor

A performance da aeronave e grupo motopropulsor depende da geração de forças pela interação com o escoamento de ar através do qual voa, e as propriedades desse fluido se alteram conforme a altitude da atmosfera terrestre. Além disso, a atmosfera é dinâmica, com clima sazonal e movimento de massas de ar que têm efeitos evidentes na temperatura, pressão e densidade do ar. Nesse sentido, para se ter um parâmetro de estimativa e comparação do desempenho da aeronave, é necessário ter um padrão.

Portanto, para compreender melhor a influência da atmosfera no desempenho do motor Textron Lycoming IO-540-K, foi analisado o efeito da altitude sobre a potência efetiva, rendimento térmico e SFC conforme a elevação da altitude. Manteve-se as eficiências dos componentes, o motor na rotação de máxima potência (2700 RPM) na faixa de altitude de 0 à 40000 pés e propriedades termodinâmicas do ar conforme discorrido ao longo deste capítulo.

3.5.1 Modelo de Atmosfera Padrão

A Organização de Aviação Civil Internacional (OACI) estabeleceu um padrão de atmosfera, normalmente utilizado pelos fabricantes de aeronaves e motores: a Atmosfera Padrão Internacional (ISA, *International Standard Atmosphere*). Trata-se de um modelo de atmosfera determinado pela média dos dados coletados durante um longo período de tempo. Esse modelo considera, entre outros fatores, o ar como um gás perfeito, sem umidade, ventos ou turbulência.

Como os estudos foram conduzidos nas latitudes médias do hemisfério norte, o padrão é mais representativo das condições nessas regiões. No entanto, mesmo que seja esperado desvios maiores deste padrão em regiões polares ou equatoriais, continua sendo utilizado como referência. Os valores de referência adotados da atmosfera ao nível do mar são $h = 0$ m (altitude em relação ao nível do mar), $\Delta T = 0$ (variação de temperatura em relação ao modelo padrão):

- Temperatura $\rightarrow T_0 = 15$ °C (288,15 K)
- Pressão $\rightarrow P_0 = 101325$ Pa
- Densidade $\rightarrow \rho_0 = 1,225$ kg/m³
- Velocidade do Som no ar $\rightarrow a_0 = 340,3$ m/s

As seguintes constantes são utilizadas e tabeladas na referência do Wylen, Sonntag e Borgnakke (2006) ao tratar o ar como gás perfeito para modelar o padrão de atmosfera:

- $k = \frac{C_p}{C_v} = 1,4$ – Razão de calor específico
- $C_p = 1004 \frac{N \cdot m}{kg \cdot K}$ – Calor específico a pressão constante
- $C_v = 717,14 \frac{N \cdot m}{kg \cdot K}$ – Calor específico a volume constante
- $R = 287,053 \frac{N \cdot m}{kg \cdot K}$ – Constante Universal do ar

Na Troposfera (até 11000 m), a propriedades da atmosfera, como temperatura, pressão, densidade do ar e velocidade do som podem ser calculadas conforme :

- $T = (288,15 - 0,0065h + \Delta T)$
- $p = 101325 \left(\frac{T}{288,15} \right)^{5,256}$

Na Tropopausa (de 11000 m até 20000 m):

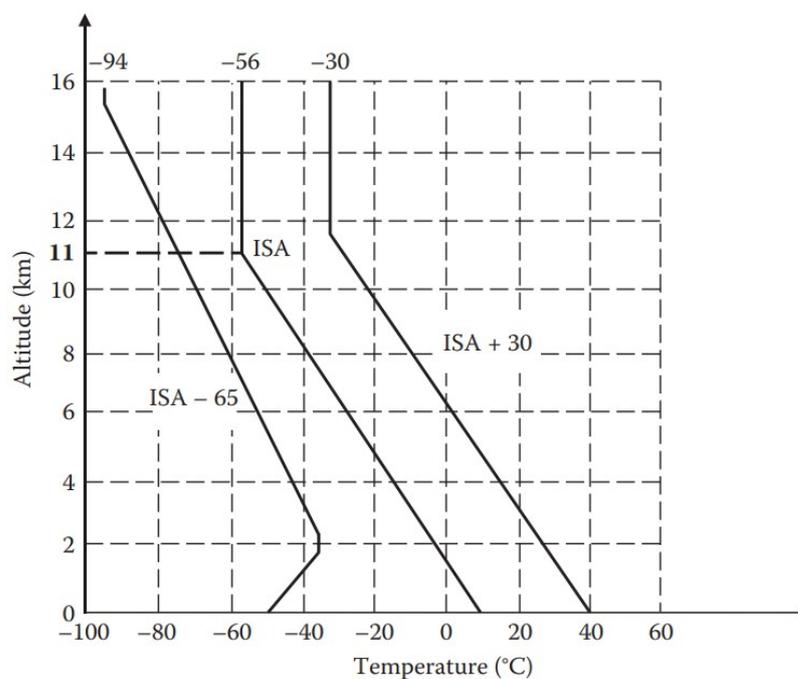
- $T = (216,65 + \Delta T)$
- $p = 22631 \cdot e^{-1,5777E-4(h-11000)}$

As propriedades que seguem são calculadas em função da temperatura (aplicável conforme altitude):

- $a = \sqrt{kRT}$
- $\rho = \frac{P}{(RT)}$

O modelo de atmosfera continua sendo calculado para altitudes superiores, incluindo a estratosfera. No entanto, a aviação civil geralmente não ultrapassa a Tropopausa. Para obter mais detalhes sobre o modelo de atmosfera padrão até a Ionosfera, a referência de Eshelby e Sadraey descreve o comportamento da atmosfera para tais altitudes superiores. Na sequência, a Figura 10 apresenta o comportamento da temperatura da atmosfera em relação à elevação de altitude.

Figura 10 – Variação da temperatura na atmosfera padrão com a elevação de altitude.

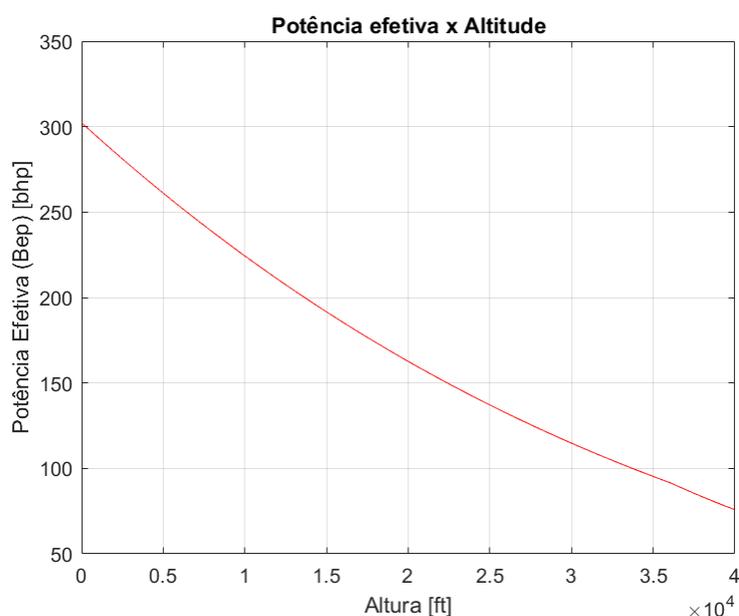


Fonte: Sadraey (2017).

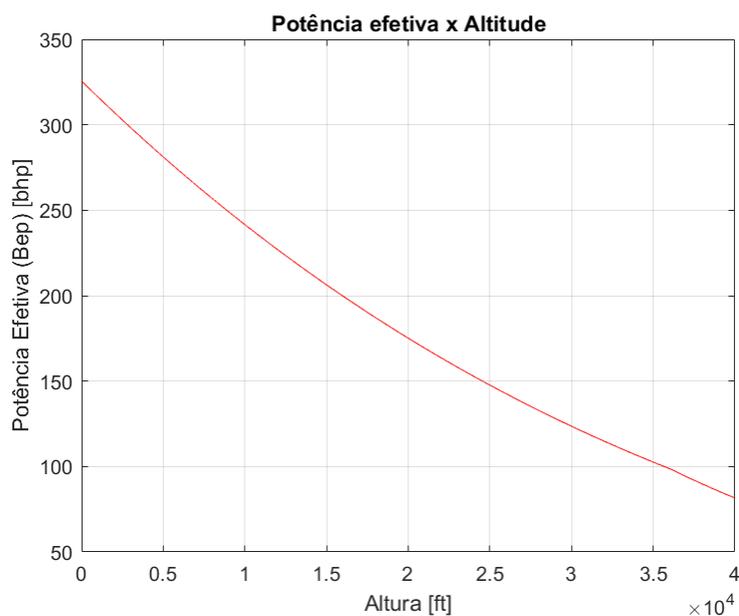
3.5.2 Efeito da Altitude no Desempenho do Lycoming IO-540-K

Através da análise da Figura 11 é possível observar que a potência efetiva do motor decai à medida que a altitude de operação aumenta, para ambos os motores. Uma vez que, a pressão atmosférica e densidade do ar diminui com o aumento da altitude, provocando uma vazão mássica de ar menor no sistema de alimentação do motor. Portanto, o trabalho útil diminui devido ao decréscimo da energia de combustão, consequentemente afetando a potência efetiva.

Figura 11 – Influência da altitude na Potência Efetiva do motor.



(a) Lycoming IO-540-AvGas100LL.

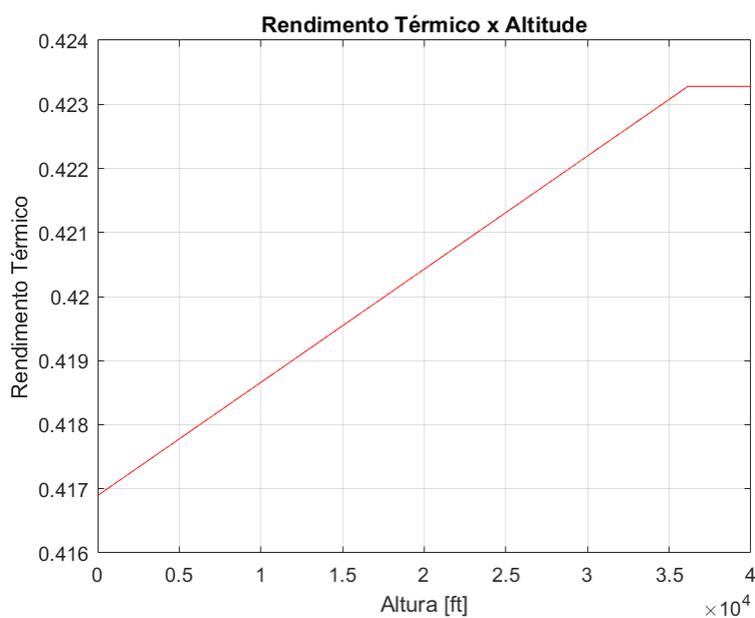


(b) Lycoming IO-540-Etanol Hidratado Combustível.

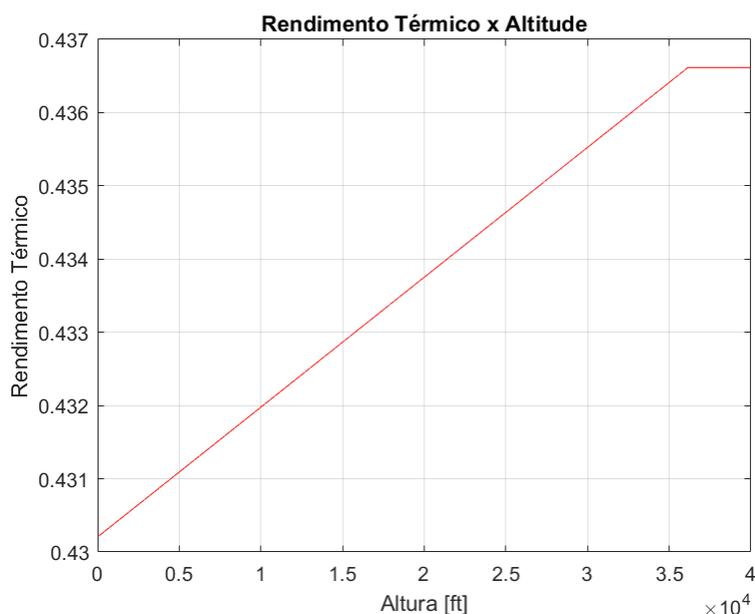
Fonte: Elaborado pelo Autor.

Analisando o rendimento térmico observa-se que o comportamento é diferente da potência efetiva, ou seja, quanto maior a altitude de operação maior também é o rendimento térmico até atingir a isoterma da tropopausa (em que a temperatura mantém-se constante), como apresentado pela Figura 12. Pois, ocorre o decréscimo da temperatura atmosférica à medida que eleva-se a altitude, provocando menores diferenças de temperatura no processo de combustão. Além disso, obtêm-se menores perdas devido ao processo de exaustão.

Figura 12 – Influência da altitude no Rendimento Térmico do motor.



(a) Lycoming IO-540-AvGas100LL.



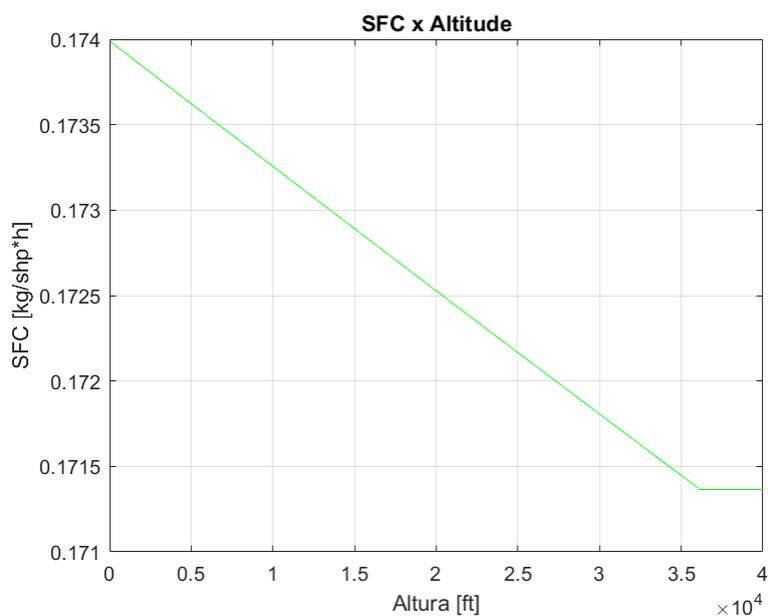
(b) Lycoming IO-540-Etanol Hidratado Combustível.

Fonte: Elaborado pelo Autor.

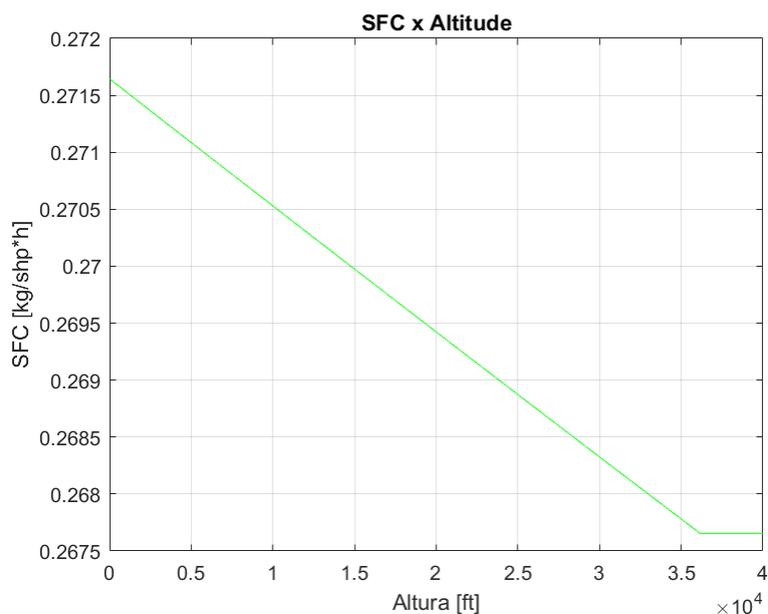
Com o aumento do rendimento térmico devido o aumento da altitude, o SFC decresce até atingir a isoterma da tropopausa, observa-se que são inversamente proporcionais, como apresentado pela Figura 13 e demonstrado pela a equação dada por:

$$SFC = \frac{\dot{m}_{comb}}{\eta_S \eta_M \eta_T \dot{m}_{comb} \Delta H_F} = \frac{1}{\eta_S \eta_M \eta_T \Delta H_F} \quad (3.12)$$

Figura 13 – Influência da altitude no Consumo Específico de Combustível do motor.



(a) Lycoming IO-540-AvGas100LL.



(b) Lycoming IO-540-Etanol Hidratado Combustível.

Fonte: Elaborado pelo Autor.

DESEMPENHO DE MISSÃO DA AERONAVE

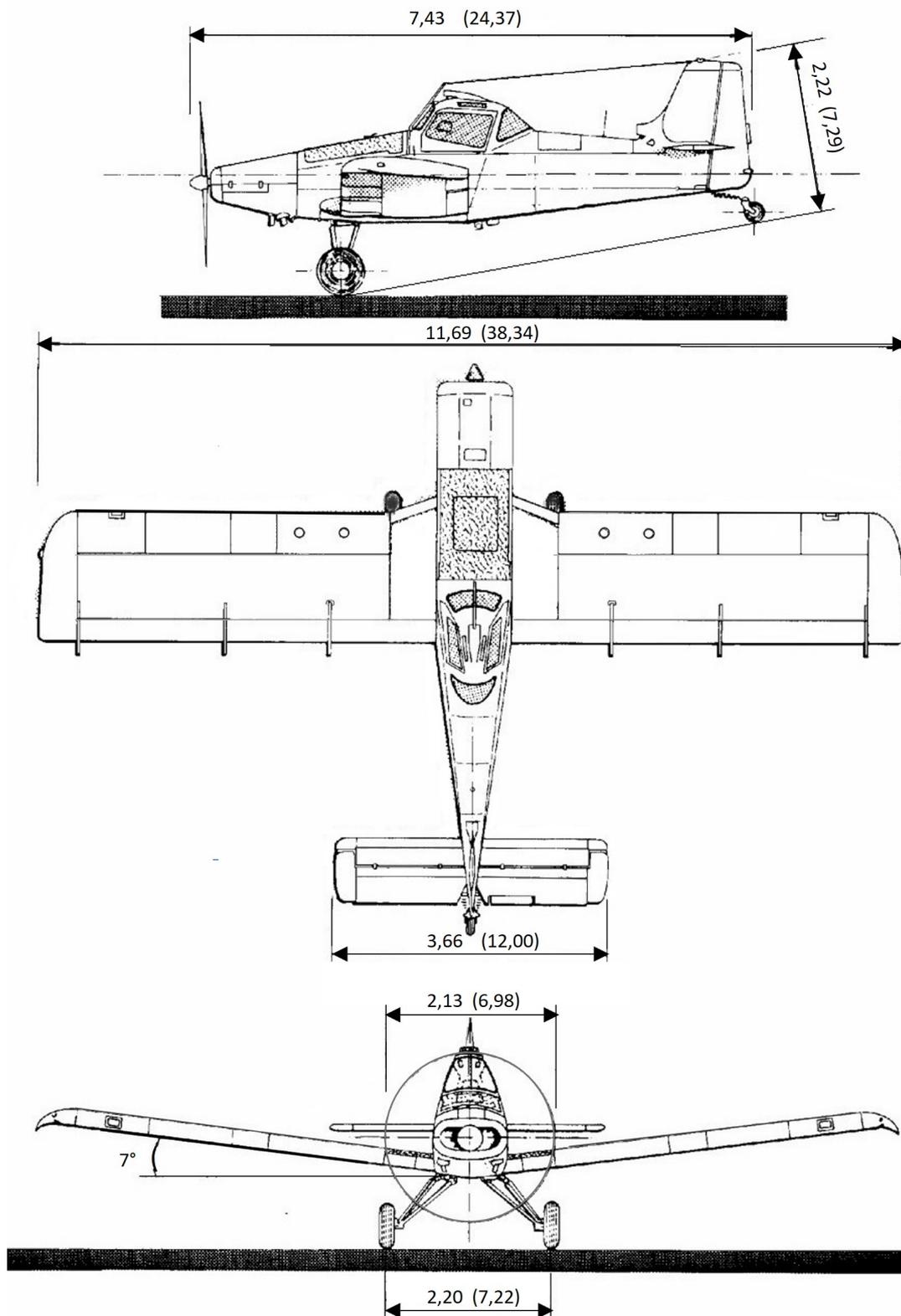
“É surpreendente como mudamos nossas vidas, por força das descobertas e das realizações. Foi como se tivéssemos sido tocados por uma mão divina que, nos concedendo um dom diferenciado, a inteligência, ampliou nossas possibilidades e habilidades, tornando-nos capazes de grandes realizações manipulando conhecimento e realizando o que não imaginávamos.”

— Ozires Silva

Este capítulo apresenta as principais análises associadas ao desempenho da aeronave nas diversas fases de voo, para a aeronave escolhida (IPANEMA EMB-202). Assim, serão levantados os valores da geometria da asa adotada quanto aos parâmetros de: Alongamento, Enflechamento, Área e cordas características. Além disso, a geometria e o arranjo das empenagens, objetivando levantar os parâmetros geométricos principais, além de determinar a polar de arrasto, para então determinar os principais fatores de desempenho conforme o segmento de missão. As três vistas da aeronave são apresentadas na Figura 14, bem como as principais características da aeronave são apresentadas na Tabela 10. Nesse sentido, será realizada a obtenção de valores característicos comparativos de desempenho, concernentes a cada fase de voo com procedimentos de Silva (2022) e Saarlás (2006).

(Intencionalmente em branco)

Figura 14 – Três vistas- Ipanema EMB-202.



DIMENSÕES EM METROS (ft)

Fonte: Neiva Indústria Ltda (2005).

Tabela 10 – Geometria da Aeronave.

Características Gerais	Valor
Peso Máximo	1800 kg
Comprimento total	7,43 m
Altura	2,22 m
Envergadura	11,69 m
Tanque de Combustível Utilizável	264 L
Tanque de Produto Químico	950 L
Velocidade de estol	88 km/h
Máximo Alcance AvGas, FL 060	938 km
Máximo Alcance Etanol, FL 060	610 km
Dist. de Decolagem, Obstáculo 15 m, AvGas	564 m
Dist. de Decolagem, Obstáculo 15 m, Etanol	524 m
Dist. de Aterragem, Obstáculo 15 m, AvGas/Etanol	476 m
Características Geométricas Asa	Valor
Envergadura, b	11,69 m
Área, S_{ref}	19,94 m ²
Cordeira, c	1,71 m
Alongamento, \mathcal{R}	6,853
Incidência	3°
Diedro	7°
Enflexamento	0°
Área aileron	1,60 m ²
Área flapes	2,30 m ²
Características Geométricas Empenagem Horizontal	Valor
Envergadura	3,66 m
Área, S_{EH}	3,17 m ²
Cordeira	0,86 m
Incidência	0°
Enflexamento	0°
Área profundor	1,50 m ²
Características Geométricas Empenagem Vertical	Valor
Área, S_{EV}	1,21 m ²
Cordeira	1,05 m
Área leme	0,63 m ²
Características Geométricas Fuselagem	Valor
Comprimento	7,43 m
Área molhada fuselagem, aprox $S_{wet,f}$	25,43 m ²
Bitola do trem	2,20 m
Distância entre trem e bequilha	5,20 m

Fonte: Indústria Aeronáutica Neiva (2006), Neiva Indústria Ltda (2005).

4.1 Abordagem da Performance de Aeronave

As medidas de desempenho da aeronave são essenciais na validação do modelo do produto aeronáutico para verificar se a aeronave atinge os níveis de desempenho esperados. Elas fundamentam as características operacionais, como custo, tempo, alcance, limite de velocidade, peso e teto de operação, garantindo a segurança de voo conforme os requisitos de aeronavegabilidade e atendendo às normas de operação em todas as etapas de voo (ex: RBAC 23/RBAC 25) (SILVA, 2022).

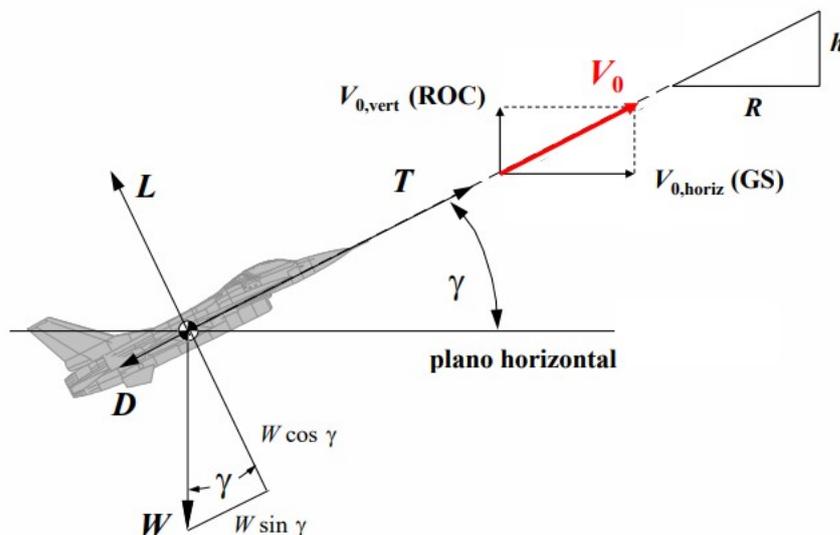
Matematicamente a performance de uma aeronave pode ser abordada pontualmente ou ao longo de uma trajetória. A análise pontual aborda uma característica particular em um determinado ponto da trajetória, obtida a partir das equações de dinâmica, desconsiderando os termos dependentes do tempo (observável na Figura 15 e Figura 16). Já a análise de trajetória envolve a etapas de voo, requerindo uma integração no tempo para o perfil da missão. As principais características de interesse da especificação de desempenho são: velocidade máxima, velocidade de estol, melhor velocidade de subida, razão de subida, teto de operação, máximo alcance e respectiva velocidade, máximo endurance e respectiva velocidade, distância de pouso e decolagem (SAARLAS, 2006).

O perfil da missão inclui as seguintes etapas:

- Taxiamento: deslocamento da aeronave até a cabeceira da pista e preparação para decolagem;
- Decolagem: aceleração da aeronave até levantar voo (descolar do solo);
- Subida: ganho de altitude;
- Cruzeiro: estabilização da aeronave em um regime de operação constante, voo reto e nivelado;
- Manobra: mudança de trajetória, voo de espera;
- Descida: diminuição de altitude;
- Pouso: aproximação, toque em solo e desaceleração até o repouso;

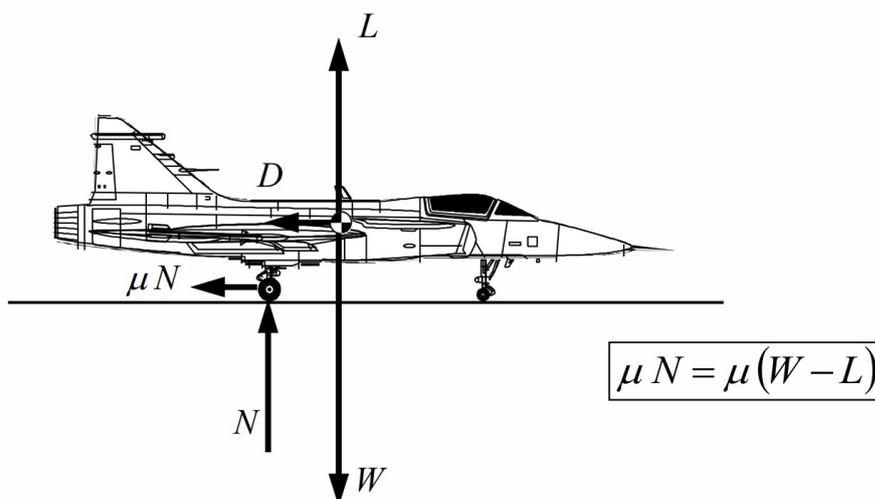
As Figuras 15 e 16 apresentam esquematicamente o diagrama de forças e velocidades que uma aeronave experimenta em voo e em solo. Cada etapa de voo possui suas particularidades e adequações das equações da dinâmica de voo. Na figura, L representa a força de sustentação produzida pela interação com o fluxo de ar, D é a força de arrasto oposta ao movimento da aeronave, W é a força peso da aeronave, γ é o ângulo que a aeronave forma em relação ao plano horizontal (na etapa de subida, representa o ângulo de subida), V_0 é a velocidade de voo, $V_{0,vert}$, quando aplicável, representa a razão de subida, ou seja, a velocidade vertical da aeronave, e $V_{0,horiz}$ representa a velocidade em relação ao solo.

Figura 15 – Diagrama esquemático de forças em voo.



Fonte: Silva (2022).

Figura 16 – Diagrama esquemático de forças em solo.



Fonte: Silva (2022).

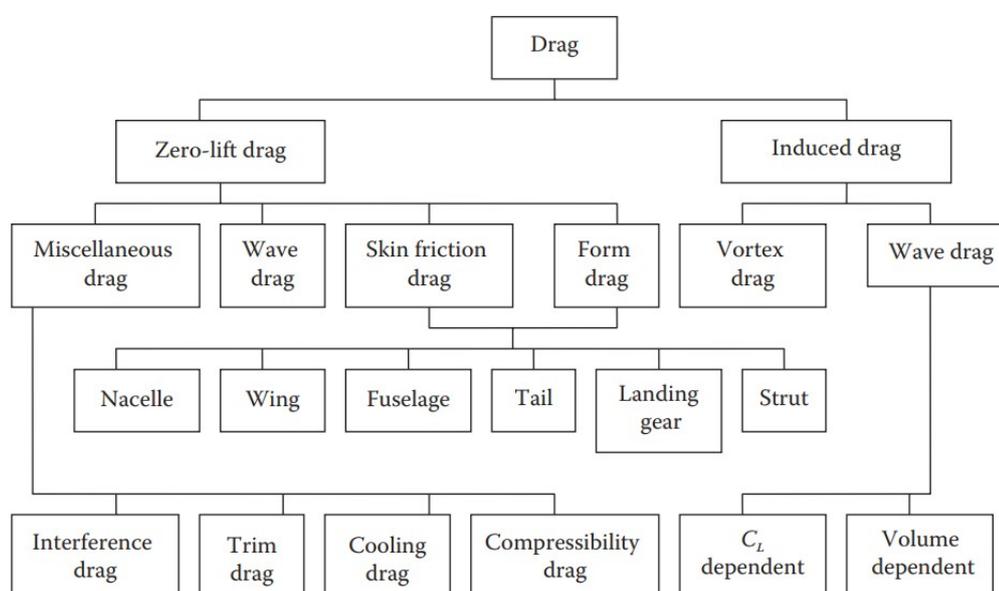
A Equação Fundamental do Desempenho (Eq. (4.1)) é obtida pelo rearranjo algébrico da equação de energia. Ela é aplicável para cálculos diretos de desempenho e serve como base para o desenvolvimento das análises de desempenho, onde P_a representa a potência disponível da aeronave e g é a aceleração da gravidade (SAARLAS, 2006).

$$\frac{de}{dt} \equiv \frac{P_a - DV}{W} = \frac{dh}{dt} + \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (4.1)$$

4.2 Polar de Arrasto

A força de arrasto é a soma de todas as forças que se opõem ao movimento e está em função da configuração da aeronave, velocidade, área de asa e área molhada (total superficial), alongamento e densidade do ar, em resumo. É uma componente de força presente em toda missão da aeronave, conforme visto na Figura 15. Portanto, calcular essa força é um pré-requisito fundamental para realização das análises de performance nas diversas condições de voo, em diferentes altitudes, velocidades e configurações (SADRAEY, 2017). Dessa forma, a força de arrasto, como ilustrado na Figura 17, leva em consideração várias fontes que a compõem.

Figura 17 – Classificação do arrasto.



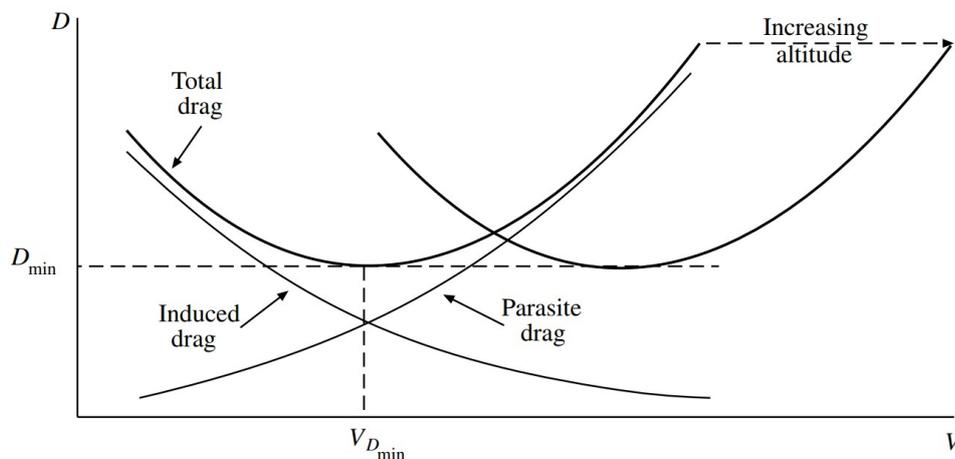
Fonte: Sadraey (2017).

A força aerodinâmica de arrasto, conforme estudada por Roskam e LAN (1997), pode ser simplificada utilizando a Equação (4.2). Nesse sentido, o coeficiente de arrasto pode ser considerado como a soma de dois termos principais: o arrasto parasita (C_{D0}), que é o arrasto sem sustentação, e o arrasto induzido (C_{Di}), que leva em consideração o efeito da sustentação. A reescrita da Equação (4.2) como Equação (4.3) é possível devido ao comportamento da curva de arrasto em relação à velocidade de voo, que segue um padrão quadrático ($y = a + bx^2$), conforme é observável na Figura 18. Essa figura também ilustra a contribuição do arrasto induzido e do arrasto parasita para o arrasto total, à medida que a velocidade varia e o efeito da altitude se faz presente.

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (4.2)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S (C_{D0} + K C_L^2) \quad (4.3)$$

Figura 18 – Diagrama Polar de Arrasto.



Fonte: Saarlans (2006).

em que, K é o fator de correção do arrasto induzido, inversamente proporcional ao alongamento (\mathcal{R}), e o fator de Oswald (e), apresentado pela Eq. (4.4),

$$K = \frac{1}{\pi e \mathcal{R}} \quad (4.4)$$

onde $\mathcal{R} = b^2/S$ (valor numérico da envergadura ao quadrado dividido pela área de referência da asa).

O cálculo do arrasto aerodinâmico total gerado pela aeronave, em qualquer condição de voo, é fundamental para a estimativa do desempenho aerodinâmico. Assim, a polar de arrasto é a curva que correlaciona o arrasto com a sustentação em função da velocidade em todo envelope operacional. Como apresentado pela Eq. (4.3), a equação do arrasto global é a soma dos termos do arrasto parasita e arrasto induzido Eqs. (4.5) e (4.6). Dessa forma, nesse tópico será apresentado a curva polar de arrasto do Ipanema 202. Nesse sentido, será adotado um método simplificado para o levantamento desta curva conforme discutido por Raymer (2018), considerando parâmetros da geometria da aeronave (conforme a Tabela 10).

$$C_D = C_{D0} + KC_L^2 \quad (4.5)$$

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_{D0} + \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} KC_L^2 \quad (4.6)$$

Considerando o balanço de forças da aeronave em voo reto e nivelado, a sustentação (L) iguala-se ao peso da aeronave (W). Assim ao aplicar a equação da continuidade à força de sustentação,

pode-se isolar o coeficiente de sustentação (C_L), a fim de simplificar a equação do arrasto global.

$$L = W = \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_L \quad (4.7)$$

Assim,

$$C_L = \frac{2W}{\rho S_{ref} V^2} \quad (4.8)$$

Dessa forma, o arrasto global assume a seguinte forma:

$$D = \frac{1}{2}\rho V^2 S_{ref} C_{D0} + \frac{2K \cdot W^2}{\rho S_{ref} V^2} \quad (4.9)$$

De acordo com Raymer (2018), em voos subsônicos, o arrasto parasita será predominantemente originado da fricção do fluxo de ar sobre a superfície da aeronave (*Skin-Friction Drag*). Nesse contexto, será utilizado o método simplificado de fricção equivalente (*Equivalent Skin-Friction Method*). Isso envolve multiplicar um coeficiente de fricção pela razão entre a área molhada e a área de referência da asa. Isto é:

$$C_{D0} = C_{fe} \frac{S_{wet}}{S_{ref}}$$

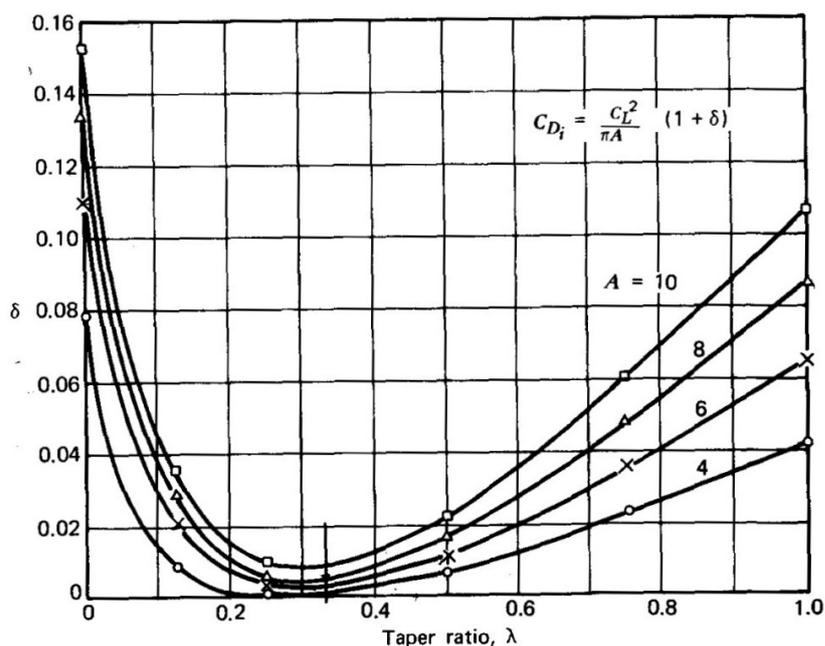
Nesse caso, para a aeronave em questão:

$$S_{wet} = 2S_{ref} + 2S_{EH} + 2S_{EV} + S_{wet-f}$$

Outrossim, como abordado por Anderson (2016) o arrasto da aeronave altera com a distribuição de pressão. Nesse sentido, o arrasto induzido é um tipo de arrasto de pressão, e está intimamente relacionado com a produção de sustentação. De acordo com a teoria clássica da asa, o arrasto induzido é igual ao quadrado do coeficiente de sustentação dividido pelo produto do alongamento e π para uma asa elíptica, para asas não elípticas deve ser considerado um fator de correção de eficiência, conhecido como fator de Oswald, evidenciado pela equação a seguir, em que C_{Di} é o coeficiente de arrasto induzido. O fator de Oswald para esta aeronave foi estimado à partir do gráfico da Figura 19, considerando o afilamento da asa como 1.

$$C_{Di} = \frac{C_L^2}{\pi e \mathcal{R}} \quad (4.10)$$

Figura 19 – Fator de arrasto induzido para asas não enflexadas de afilamento linear.



Fonte: McCormick (1979).

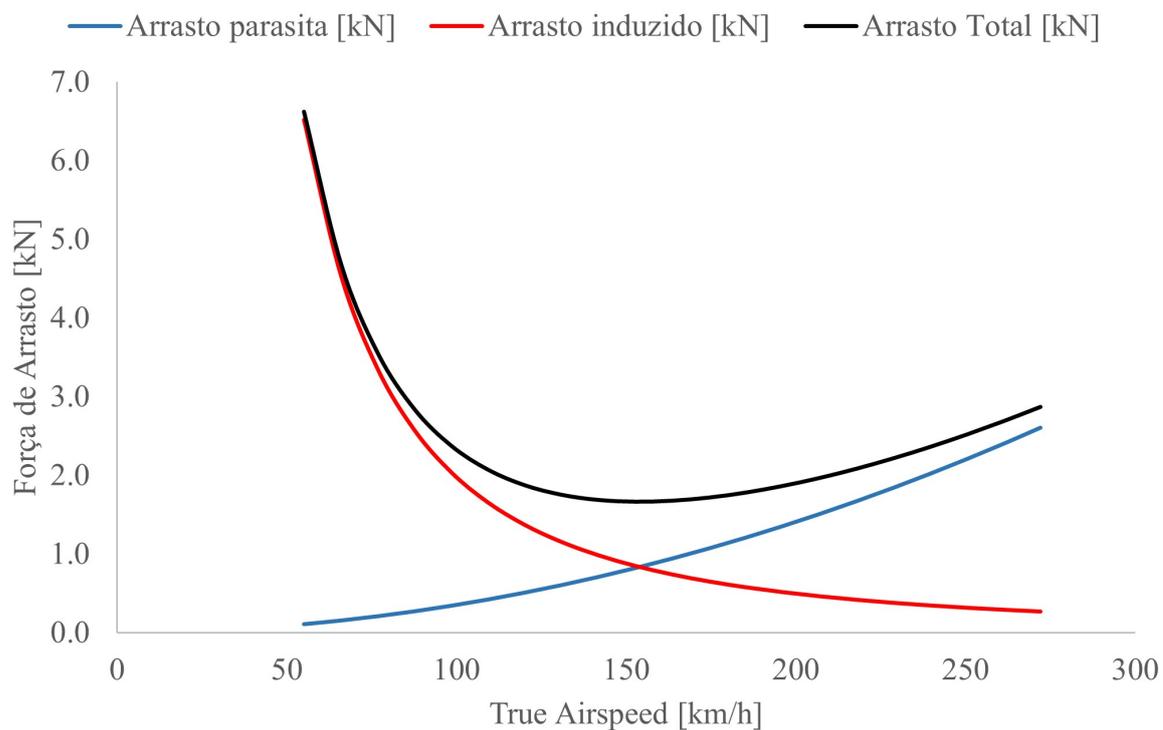
A seguir é apresentado a Tabela 11 com valores estimados e claculados para a construção da curva polar de arrasto exibido na Figura 20, descrito pela Eq. (4.9).

Tabela 11 – Coeficientes da curva polar de arrasto.

Coeficientes	Valor
Coeficiente de atrito de pele adotado, C_{fe}	0,012
Coeficiente de arrasto parasita C_{D0}	0,04458
Fator de Oswald, e	0,93
Coeficiente K	0,04990

(Intencionalmente em branco)

Figura 20 – Curva polar de arrasto.



Fonte: Elaborado pelo Autor.

(Intencionalmente em branco)

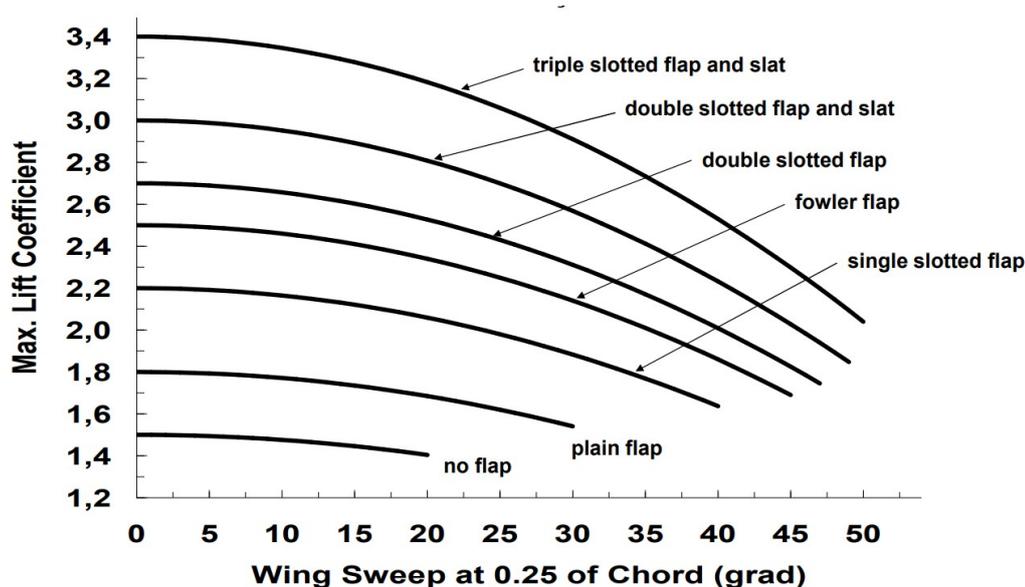
4.3 Velocidade de estol

Conforme argumentado por Matsuo (2011), as principais características de desempenho da aeronave são determinadas pela distância de pouso e decolagem, razão de subida, velocidade de cruzeiro, que para aeronaves agrícolas remete à velocidade de pulverização, e a velocidade de estol, que é a menor velocidade na qual a aeronave equilibra as forças de sustentação e peso para manter voo reto e nivelado. Na condição de estol, a aeronave encontra-se com seu máximo valor de C_L . Assim, a velocidade de estol é determinada a partir do rearranjo algébrico da Eq. (4.7), como apresentado na Eq. (4.11). Além disso, para aeronaves da categoria normal (à qual se encaixa o Ipanema-202), a velocidade de estol deve ser menor que 61 knots (113 km/h), conforme a norma FAR-Part 23.

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S_{ref} C_{Lmax}}} \quad (4.11)$$

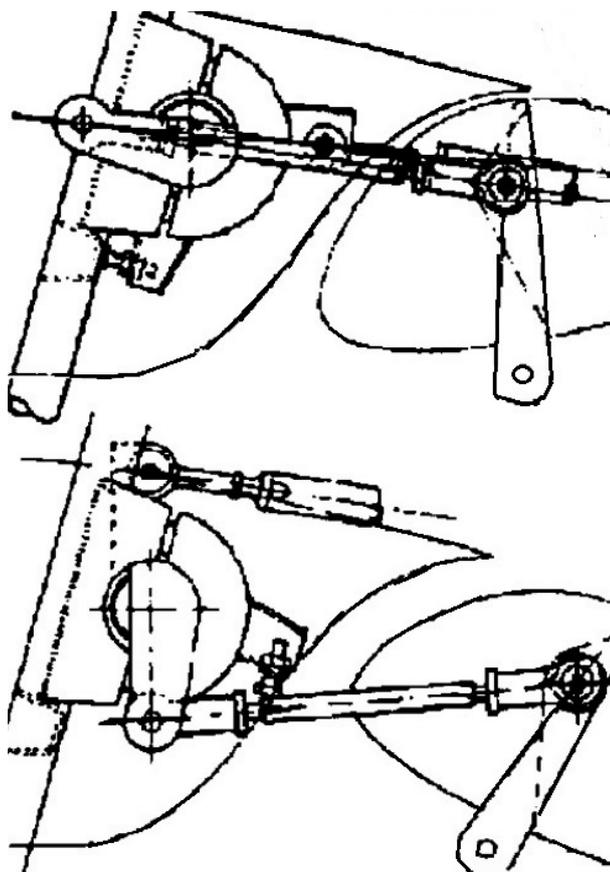
Nesse sentido para determinar a velocidade de estol dessa aeronave ao nível do mar com peso máximo, deve-se primeiramente definir o C_{Lmax} . Esse valor pode ser estimado a partir do gráfico apresentado pela Figura 21 considerando o enflexamento da asa em 25% da corda, abordado por Raymer (2018) a despeito do carregamento na asa. Como é possível observar no manual de serviço da aeronave disposto por Neiva Indústria Ltda (2005) através da Figura 22, a aeronave Ipanema 202 possui flapes do tipo slotted.

Figura 21 – Estimativa de C_{Lmax} para asas de alongamento moderado (4-8).



Fonte: Raymer (2018).

Figura 22 – Configuração do flape slotted.



Fonte: Neiva Indústria Ltda (2005).

Com base nisso, é possível determinar a velocidade de estol da aeronave, conforme disposto na Tabela 12.

Tabela 12 – Velocidade de estol estimada.

Coeficientes	Valor
Coeficiente de sustentação máximo, C_{Lmax}	2,2
Velocidade de estol V_{stall}	92,27 km/h (25,63 m/s)

(Intencionalmente em branco)

4.4 Distância de Decolagem e Aterrissagem

• Distância de Decolagem

A distância de decolagem é influenciada pelos valores de potência-peso e carga alar, além do arrasto gerado pelas forças aerodinâmicas e pelo atrito com o solo. Nesta seção, será calculada a distância de decolagem da aeronave para uma decolagem ao nível do mar, em uma pista de concreto seca (com coeficiente de atrito padrão de $\mu = 0,025$, conforme Silva (2022)), considerando a aeronave com peso máximo de decolagem e empuxo máximo do motor.

O empuxo máximo do motor ($T_{max,SL}$) durante a decolagem desta aeronave pistão-hélice, corresponde à razão da potência real (tep) pela velocidade, de outra forma, equivale a $tep = \eta_H sep$. Assim, o empuxo será estimado usando a potência máxima contínua efetiva do motor (sep), conforme os procedimentos abordado pelo Capítulo 4, em velocidade de rotação (V_R), ademais adotando eficiência de hélice $\eta_H = 0,41$ para decolagem, como valor geral de eficiência obtida a partir do Capítulo 3, conforme sumarizados na Tabela 13 .

Ademais a velocidade de rotação (V_R), conforme estabelecido pela norma FAR-Part 23 deve ser uma velocidade maior ou igual a velocidade de estol sem flaps da aeronave (V_{S1}), que por sua vez é maior que V_{stall} . De acordo com Raymer (2018) a aeronave descola do solo em uma velocidade próxima de 1,10 vezes maior que a velocidade de estol (V_{stall}), resultando em um coeficiente de sustentação de decolagem (C_{LTO}) aproximadamente 1,21 (que é $1,1^2$) vezes menor que o C_{Lmax} .

Tabela 13 – Dados para estimativa da distância de decolagem.

Coeficientes	Valor
Coeficiente de sustentação máximo, C_{Lmax}	2,2
Velocidade de estol, V_{stall}	92,2 km/h (25,6 m/s)
Coeficiente de atrito da pista, μ	0,025
Coeficiente de eficiência da hélice, η_H	0,41
Densidade do ar nível do mar, ρ	1,225 kg/m ³
Velocidade de Rotação, V_R	101,4 km/h (28,16 m/s)
Coeficiente de sustentação de decolagem, C_{LTO}	1,82
Consumo específico de combustível AvGas, SFC_{AvGas}	0,1944 kg/(shp · h)
Consumo específico de combustível EHC, SFC_{EHC}	0,3269 kg/(shp · h)
Densidade combustível AvGas, ρ_{AvGas}	715 kg/m ³
Densidade combustível EHC, ρ_{EHC}	809 kg/m ³

Para calcular a distância de decolagem (R_T), faz-se necessário calcular a aceleração (a_{TO}) pela qual a aeronave parte do repouso até levantar voo. O valor médio dessa aceleração será obtido através dos valores de sustentação e arrasto a 75% da velocidade de rotação ($L_{0,75V_R}, D_{0,75V_R}$, respectivamente). Assim, a sustentação, o arrasto total e a aceleração para a

condição de velocidade de 75% da velocidade de rotação seguem a seguinte rotina de cálculo, conforme as equações dispostas ($g=9,807 \text{ m/s}^2$):

$$V_R = 1,10V_{stall}$$

$$C_{L_{TO}} = \frac{C_{L_{max}}}{\left(\frac{V_R}{V_{stall}}\right)^2}$$

$$T_{max,SL} = \frac{\eta_{Hsep}}{V_R}$$

$$L_{0,75V_R} = \frac{1}{2}\rho S_{ref} C_{L_{TO}}(0,75V_R)^2$$

$$D_{0,75V_R} = \frac{1}{2}\rho S_{ref}(C_{D0} + KC_{L_{TO}}^2)(0,75V_R)^2$$

$$a_{TO} = \frac{g(T - D_{0,75V_R} - \mu(W - L_{0,75V_R}))}{W}$$

O tempo para aeronave liberar as rodas do solo (t_{GND}) equivale ao tempo da aeronave atingir a velocidade de rotação. Assim, considerando a aeronave partindo de uma velocidade nula, a distância em solo (R_{GND}) é calculada em função da aceleração (a_{TO}) e do tempo em solo (t_{GND}). Com base nisso, é possível estimar o consumo de combustível na decolagem (FTT, *Fuel to takeoff*), em função do tempo para decolar, potência e consumo específico de combustível.

$$t_{GND} = \frac{V_R}{a_{TO}}$$

$$R_{GND} = \frac{1}{2}a_{TO}(t_{GND})^2$$

$$FTT = TR \cdot sep \cdot SFC \cdot t_{GND}$$

Logo após levantar voo, a aeronave possui um ângulo (γ) de subida (em função do empuxo, peso e arrasto) e deve superar a altura regulamentar (h) de obstáculo (de 50 ft/ 15,24 m para aeronave categoria geral). Para calcular a distância total de decolagem (R_T), deve-se calcular a distância horizontal percorrida até superar o obstáculo (R_{air}) na velocidade de decolagem, e somá-la a distância percorrida em solo (R_{GND}).

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{T - D}{W}\right)$$

$$\tan(\gamma) = \frac{h}{R_{air}} \longrightarrow R_{air} = \frac{h}{\tan(\gamma)}$$

$$R_T = R_{GND} + R_{air}$$

A Tabela 14 apresenta os dados calculados neste tópico a fim de calcular a distância total de decolagem para ambas variantes do Ipanema 202.

Tabela 14 – Estimativa da distância de decolagem.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Potência de eixo	sep	301,34 hp	324,87 hp
Empuxo máximo do motor	$T_{max,SL}$	3267,6 N	3522,8 N
Sustentação 75% V_R	$L_{0,75V_R}$	9929,6 N	9929,6 N
Arrasto 75% V_R	$D_{0,75V_R}$	1144,3 N	1144,3 N
Aceleração média de decolagem	a_{TO}	1,072 m/s ²	1,214 m/s ²
Tempo em solo	t_{GND}	26,3 s	23,22 s
Ângulo de subida	γ	4,006°	4,837°
Distância em solo	R_{GND}	370,6 m	327,4 m
Distância no ar	R_{air}	217,6 m	180,1 m
Distância total de decolagem	R_T	588,2 m	507,5 m
Combustível consumido	FTT	0,43 kg (0,60 L)	0,69 kg (0,85 L)

• Distância de Aterrissagem

A distância de aterrissagem tem como influência os valores de potência-peso e carga alar, além do arrasto gerado pelas forças aerodinâmicas e pelo atrito com o solo, assim como na decolagem. Nesta seção será calculado a distância de aterrissagem da aeronave ao nível do mar, em uma pista de concreto seca (coeficiente de atrito padrão com frenagem de $\mu = 0,8$), considerando o peso máximo da aeronave durante a aterrissagem e que a aeronave atinge 60% do coeficiente de sustentação máximo no momento do pouso.

Para calcular a distância de aterrissagem, faz-se necessário calcular a desaceleração da aeronave (a_L) até sua parada completa, o valor médio dessa aceleração será obtido através dos valores de sustentação ($L_{V_{TD}}$) e arrasto ($D_{V_{TD}}$) na velocidade de toque no solo (V_{TD}). Assim, a sustentação, o arrasto total e a aceleração para a condição de velocidade de toque no solo, segue a seguinte rotina de cálculo, conforme as equações dispostas:

$$V_{TD} = 1,15V_{stall}$$

$$C_{L_{land}} = \frac{C_{L_{max}}}{1,66}$$

$$L_{V_{TD}} = \frac{1}{2} \rho S_{ref} C_{L_{land}} (V_{TD})^2$$

$$D_{V_{TD}} = \frac{1}{2} \rho S_{ref} (C_{D0} + K C_{L_{land}}^2) (V_{TD})^2$$

$$a_L = \frac{-g(D + \mu(W - L))}{W}$$

Nesse sentido, objetiva-se estimar o tempo para aeronave (t_{GND}) atingir repouso (parada completa) a partir do toque frenado em solo. Assim, considerando a aeronave partindo da velocidade V_{TD} até parar, a distância em solo (R_{GND}) é calculada em função da aceleração (a_L) e do tempo em solo (t_{GND}).

$$t_{GND} = -\frac{V_{TD}}{a_L}$$

$$R_{GND} = V_{TD} t_{GND} + \frac{1}{2} a_L (t_{GND})^2$$

O ângulo de aproximação regulamentar deve ser no mínimo 3° e deve superar a altura regulamentar de obstáculo (de 50 ft [15,24 m] para aeronaves de transporte de passageiros). Dessa maneira, para calcular a distância total de decolagem (R_T), deve-se calcular a distância horizontal percorrida após superar o obstáculo (R_{air}) e somá-la a distância percorrida em solo (R_{GND}). A Tabela 15 apresenta os dados calculados neste tópico.

$$\gamma = 3^\circ$$

$$R_{air} = \frac{h}{\tan(\gamma)}$$

$$R_T = R_{GND} + R_{air}$$

Tabela 15 – Estimativa da distância de aterrissagem.

Definição	Variável	AvGas-Etanol
Velocidade de toque	V_{TD}	106 km/h (29,48 m/s)
Sustentação	$L_{V_{TD}}$	14063,6 N
Arrasto	$D_{V_{TD}}$	1403,1 N
Desaceleração média de aterrissagem	a_L	2,37 m/s ²
Tempo em solo	t_{GND}	12,41 s
Ângulo de descida	γ	3°
Distância em solo	R_{GND}	183 m
Distância no ar	R_{air}	290,8 m
Distância total de decolagem	R_T	473,8 m

(Intencionalmente em branco)

4.5 Subida

Nesta seção, será calculado a razão de subida máxima ROC_{max} à medida que a aeronave ganha altitude de voo, e por conseguinte, determinar o teto máximo operacional. Também serão calculadas a velocidade de voo (V_y^+) para razão de subida máxima e Velocidade relativa ao solo (GS). Além disso, serão determinadas a condição de ângulo de subida máximo (γ_{max}) e suas respectivas velocidades de voo (V_x^+) e em relação ao solo (GS).

Portanto, será considerada para análise a aceleração dos motores (TR) de 100%. Será adotado a eficiência da hélice $\eta_H = 50\%$ em função das velocidades encontradas durante a subida. Isso porque sua eficiência está relacionada a velocidade de operação e rotação do motor, conforme outrora analisado nas seções e capítulos anteriores. Será considerada a condição de peso máximo em nível do mar para ambas variantes do Ipanema 202. Nesse sentido, os parâmetros utilizados nas formulações adiante foram extraídos dos dados levantados ao longo deste trabalho, conforme a Tabela 16.

Tabela 16 – Parâmetros utilizados para Estimativa da performance em subida.

Definição	Variável	Valor
Aceleração da Gravidade	g	9,807 m/s ²
Densidade do ar nível do mar	ρ_{SL}	1,225 kg/m ³
Peso da aeronave	W	17652,6 N
Área da asa	S_{ref}	19,94 m ²
Potência de eixo do motor AvGas	sep_{AvGas}	301,34 shp
Potência de eixo do motor EHC	sep_{EHC}	324,87 shp
Eficiência da Hélice	η_H	50%
Aceleração dos motores	TR	100%
Coeficiente de sustentação máximo	C_{Lmax}	2,2
Coeficiente de arrasto parasita	C_{D0}	0,04458
Coeficiente correção arrasto induzido	K	0,04990
Consumo específico de combustível AvGas	SFC_{AvGas}	0,1944 kg/(shp · h)
Consumo específico de combustível EHC	SFC_{EHC}	0,3269 kg/(shp · h)

• Ângulo máximo de subida γ_{max}

Como apresentado pelo Capítulo 2 na Figura 15 que exhibe o diagrama de forças em voo, o ângulo γ representa o ângulo de subida da aeronave. Ao analisar a decomposição desse diagrama de forças para determinar o ângulo de subida máximo (γ_{max}), objetiva-se maximizar a diferença entre Empuxo (T) e Arrasto (D).

$$\gamma_{max} = \arcsin \left(\frac{(T - D)_{max}}{W} \right)$$

$$T = \frac{t_e p_{FL}}{V_0} \longrightarrow T = \frac{\eta_H T R_{sep}(\rho_{FL}/\rho_{SL})}{V_0}$$

Ademais, para aeronaves propulsionadas por hélices, o excesso de empuxo máximo não ocorre na condição de arrasto total mínimo, conforme obtido no gráfico da polar de arrasto. Dessa forma, será determinado através de um método iterativo com base no empuxo gerado pelo motor (T), percorrido pela seguinte rotina de cálculo, com base apenas na variação do coeficiente de sustentação (C_L) em um intervalo pré-definido.

$$C_L = (0, C_{L_{max}}]$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{FL} S_{ref} C_L}}$$

$$D = \frac{\rho_{FL} V^2}{2} (C_{D0} + K C_L^2) S_{ref}$$

$$\gamma_{max} = \arcsin \left(\frac{1}{W} \left[\frac{\eta_H T R_{sep} \left(\frac{\rho_{FL}}{\rho_{SL}} \right)}{V} - D \right]_{max} \right)$$

- **Razão máxima de subida ROC_{max}**

Para se calcular a máxima razão de subida, faz-se necessário calcular o excesso de potência máximo, isto é, a maior diferença entre potência propulsiva e potência de arrasto, uma vez que a razão de subida trata-se da velocidade vertical da aeronave.

$$ROC = V_0 \sin(\gamma) \longrightarrow ROC = \frac{TV - DV}{W}$$

Por conseguinte, segue-se o mesmo procedimento iterativo supracitado, aplicado à determinação do excesso de potência máximo, com base apenas na variação do coeficiente de sustentação (C_L) em um intervalo pré-definido.

$$C_L = (0, C_{L_{max}}]$$

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{FL} S_{ref} C_L}}$$

$$D = \frac{\rho_{FL} V^2}{2} (C_{D0} + K C_L^2) S_{ref}$$

$$ROC_{max} = \arcsin \left(\frac{\left[\eta_H TRsep \left(\frac{\rho_{FL}}{\rho_{SL}} \right) V - DV \right]_{max}}{W} \right)$$

Portanto, as Tabelas 17 e 18 apresentam os resultados para condição de máximo ângulo de subida e máxima razão de subida, respectivamente, para as variantes a etanol e gasolina do Ipanema 202, em nível do mar. Dessa forma, a razão e ângulo de subida varia para cada velocidade de operação e aceleração do motor, como é possível observar as Figuras 23 e 25. Assim, fica explicitado que para o máximo excesso de tração obtem-se a condição de máximo ângulo de subida, e para o máximo excesso de potência obtem-se a máxima razão de subida.

Tabela 17 – Desempenho com máximo ângulo de subida.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Máximo ângulo de subida	γ_{max}	6,79°	7,91°
Razão de subida	ROC	596,76 ft/min (3,03 m/s)	694,59 ft/min (3,53 m/s)
Velocidade de voo	V_x^+	92,27 km/h (25,63 m/s)	92,27 km/h (25,63 m/s)
Ground speed ($V\cos(\gamma)$)	GS	91,62 km/h (25,45 m/s)	91,39 km/h (25,39 m/s)
Excesso de empuxo máximo	$\Delta Thrust$	2,09 kN	2,43 kN

Tabela 18 – Desempenho com máxima razão de subida.

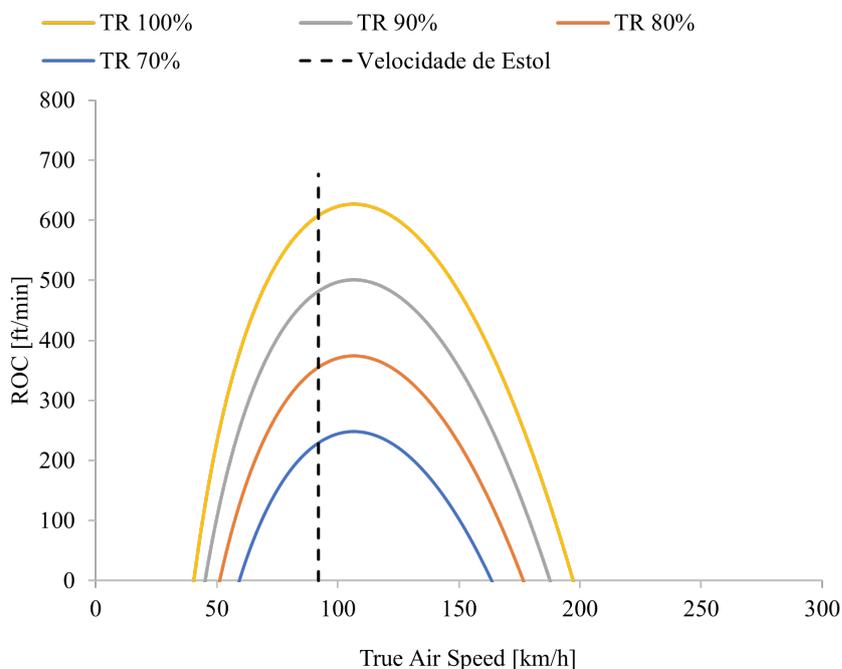
Definição	Variável	AvGas	Etanol
Ângulo de subida	γ	6,04°	7,00°
Máxima Razão de subida	ROC_{max}	615,81 ft/min (3,13 m/s)	713,64 ft/min (3,62 m/s)
Velocidade de voo	V_y^+	106,87 km/h (29,69 m/s)	106,87 km/h (29,69 m/s)
Ground speed ($V\cos(\gamma)$)	GS	106,28 km/h (29,52 m/s)	106,08km/h (29,47 m/s)
Excesso de potência máximo	ΔPot	55,2 kW	64,0 kW

Observa-se que as velocidades de operação para ambas as variantes são idênticas para a condição de máxima razão e máximo ângulo de subida. Isso decorre do fato de que a condição de mínimo arrasto e mínima potência de arrasto aerodinâmico permanecem a mesma, diferenciando-se pelo sistema propulsivo. Assim, o ângulo e a razão de subida para cada variante são distintos, em função do empuxo e potência disponível, conforme evidenciado nos gráficos a seguir.

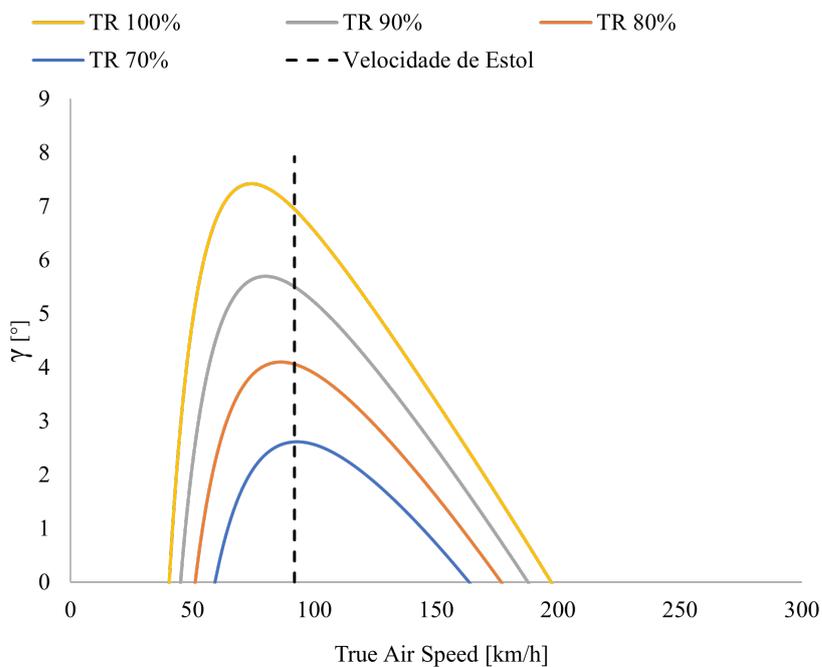
(Intencionalmente em branco)

A Figura 23 apresenta variação da razão e ângulo de subida para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível do mar para a variante AvGas do Ipanema 202. Para a condição de subida, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave.

Figura 23 – Razão e ângulo de subida para diferentes velocidades e potência do motor (ISA-SL, AvGas).



(a) Razão de subida.

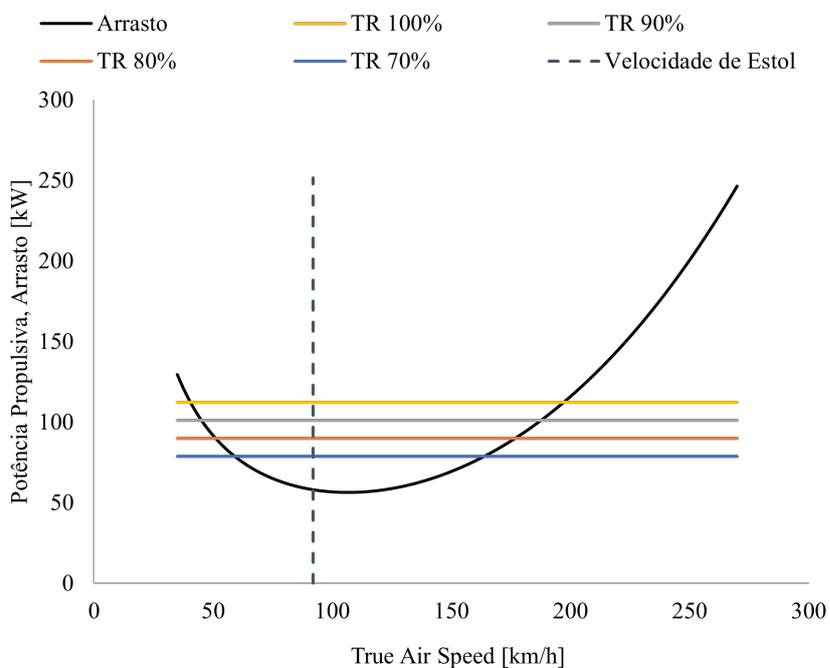


(b) Ângulo de subida.

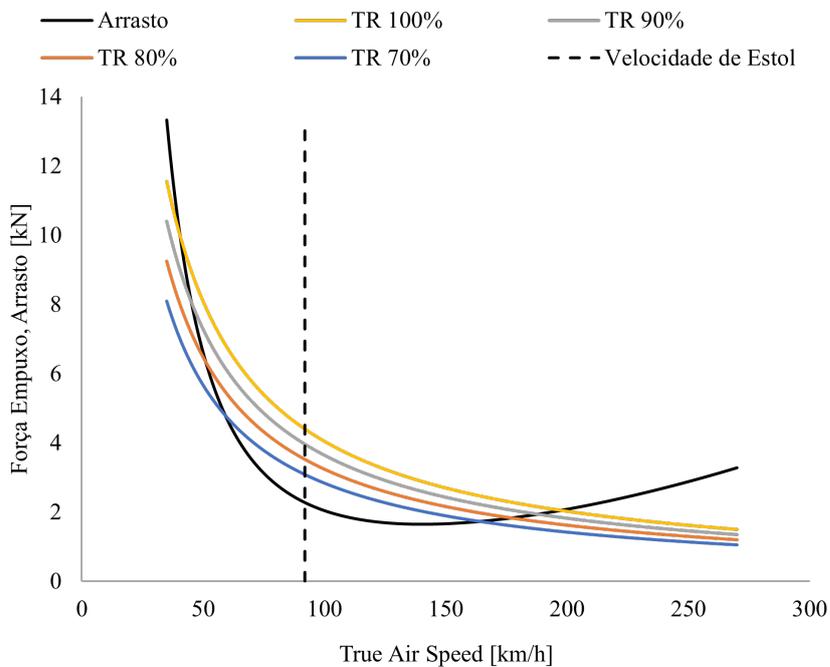
Fonte: Elaborado pelo Autor.

A Figura 24 apresenta o diagrama polar de força e arrasto para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível do mar para a variante Etanol do Ipanema 202. Para a condição de subida, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave.

Figura 24 – Potência e Empuxo para diferentes velocidades e aceleração do motor (ISA-SL, AvGas).



(a) Diagrama polar de potência.

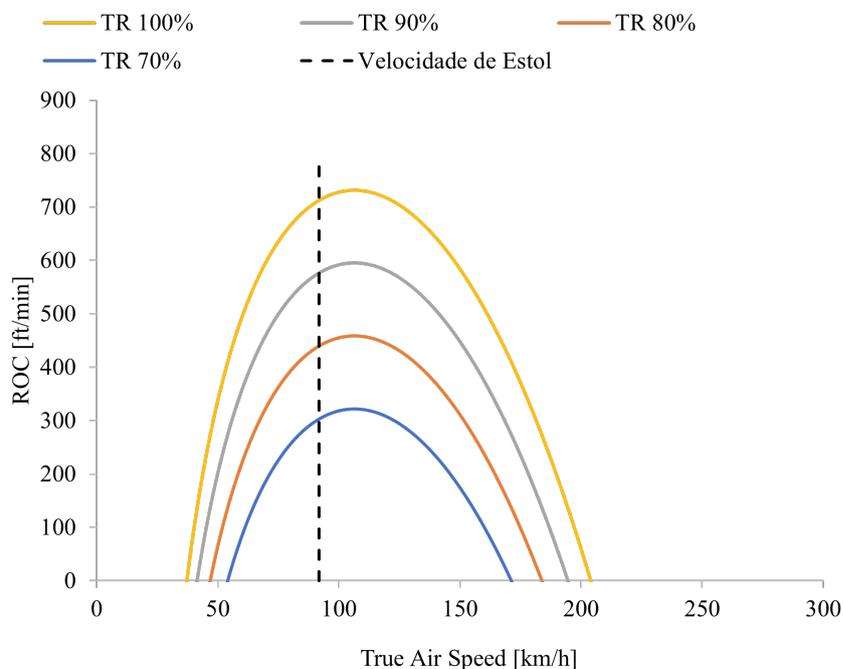


(b) Diagrama polar de forças.

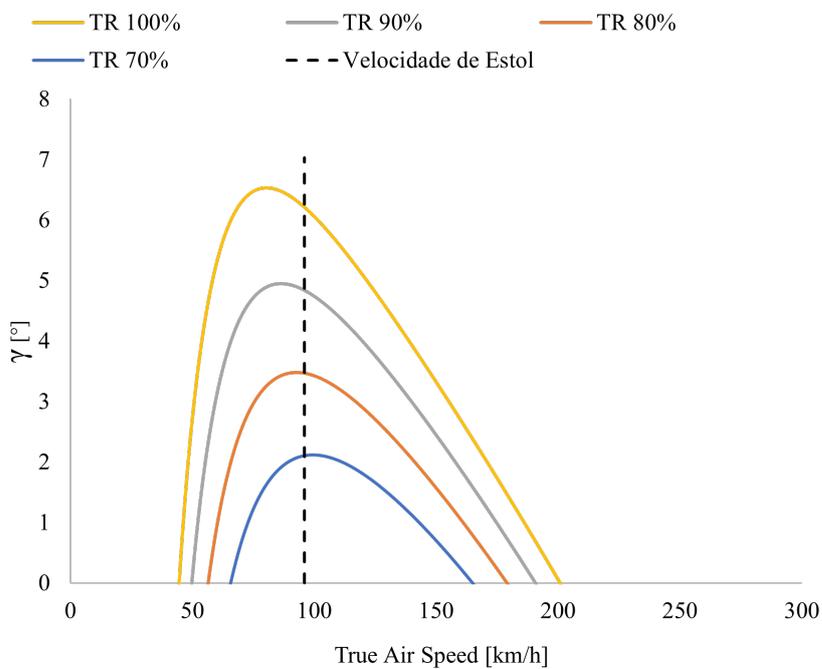
Fonte: Elaborado pelo Autor.

A Figura 25 apresenta variação da razão e ângulo de subida para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível do mar para a variante AvGas do Ipanema 202. Para a condição de subida, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave.

Figura 25 – Razão e ângulo de subida para diferentes velocidades e potência do motor (ISA-SL, Etanol).



(a) Razão de subida.

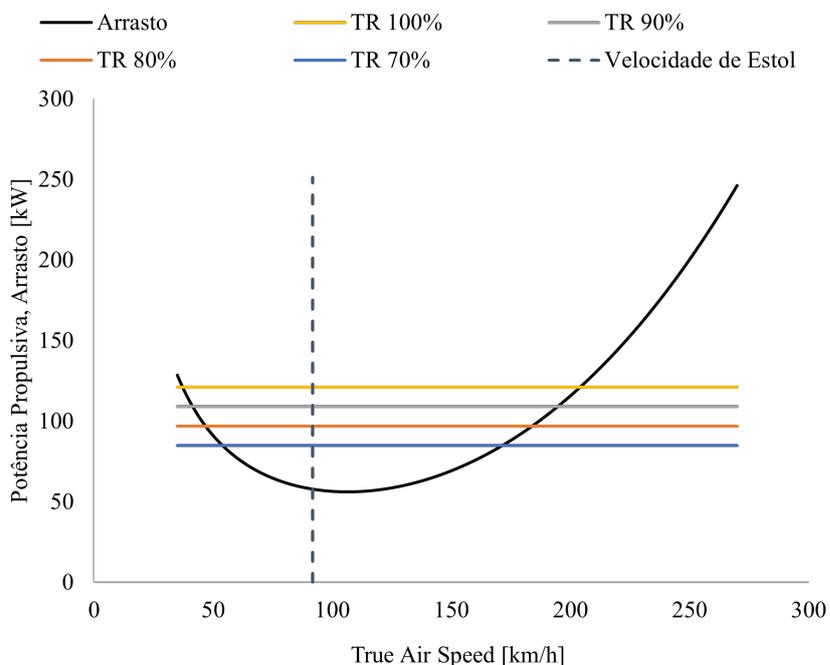


(b) Ângulo de subida.

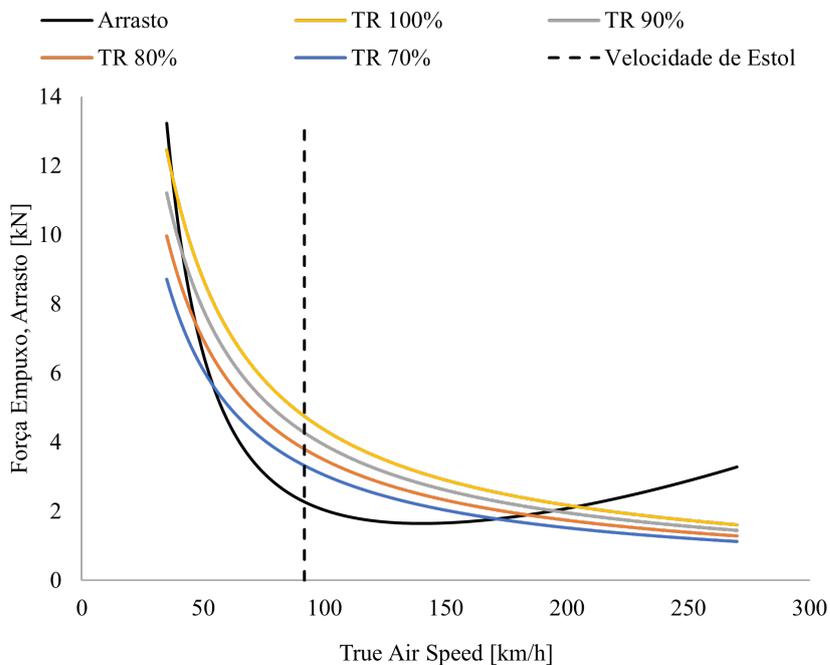
Fonte: Elaborado pelo Autor.

A Figura 26 apresenta o diagrama polar de força e arrasto para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível do mar para a variante Etanol do Ipanema 202. Para a condição de subida, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave.

Figura 26 – Potência e Empuxo para diferentes velocidades e aceleração do motor (ISA-SL, Etanol).



(a) Diagrama polar de potência.



(b) Diagrama polar de forças.

Fonte: Elaborado pelo Autor.

4.5.1 Teto Máximo Operacional

Realizando o mesmo procedimento iterativo para determinar o excesso de potência à medida que eleva-se altitude de voo, é possível determinar o teto máximo operacional dessa aeronave. Para aeronave a hélice o teto de operação é definido quando a aeronave atinge ROC de 100 ft/min. Portanto, a Tabela 19 apresenta os resultados para condição de máxima razão de subida para as variantes a etanol e gasolina do Ipanema 202, em teto máximo operacional.

Tabela 19 – Teto de Operação.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Máxima Razão de subida	ROC_{max}	100 ft/min (0,508 m/s)	100 ft/min (0,508 m/s)
Altitude de voo	FL	12100 ft (3688 m)	13725 ft (4183 m)
Densidade do ar	ρ_{FL}	0,847 kg/m ³	0,804 kg/m ³
Ângulo de subida	γ	0,82°	0,79°
Velocidade de voo	V_y^+	128,53 km/h (35,70 m/s)	131,92 km/h (36,65 m/s)
Ground speed ($V\cos(\gamma)$)	GS	128,52 km/h (35,70 m/s)	131,91km/h (36,64 m/s)
Excesso de potência máximo	ΔPot	8,97 kW	8,97 kW

4.5.2 Subida para FL060

A fim de estimar o consumo de combustível para a subida do nível do mar até o FL060 (altitude de 6000 ft) de cruzeiro, aplica-se o procedimento iterativo de máxima razão de subida apresentado nas seções anteriores, considera-se a aceleração do motor de 80% na subida. A razão de subida e densidade do ar a ser considerada no cálculo do consumo são obtidas para condições ambientes na altitude média (3000 ft), considerando o peso máximo da aeronave.

Com base nisso é possível estimar o consumo de combustível na subida (FTC), em função do tempo para subir (TTC), potência e consumo específico de combustível (SFC). O tempo de subida (TTC) é definido a pela divisão da altitude (h) pela razão de subida (ROC) da altitude média. Além disso, a distância horizontal necessária para subir (DTC) é determinada pela velocidade de solo

$$TTC = \frac{h}{ROC}$$

$$DTC = GS \cdot TTC$$

$$FTC = TR \cdot sep \cdot SFC \cdot TTC$$

Tabela 20 – Voo propulsionado ascendente para FL060.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Densidade do ar FL 030	ρ	1,121 kg/m ³	1,121 kg/m ³
Razão de subida	ROC	251,43 ft/min (1,277 m/s)	323,06 ft/min (1,641 m/s)
Ângulo de subida	γ	2,36°	3,03°
Velocidade de voo	V_y^+	111,71 km/h (31,03 m/s)	111,7 km/h (31,03 m/s)
Ground speed ($V\cos(\gamma)$)	GS	111,60 km/h (31,00 m/s)	111,56 km/h (30,99 m/s)
Excesso de potência máximo	ΔPot	22,547 kW	28,970 kW
Tempo para subir	TTC	23,86 min	18,57 min
Distância para subir	DTC	44,40 km	34,53 km
Consumo para subir	FTC	18,64 kg (26,07 L)	26,30 kg (32,51 L)

(Intencionalmente em branco)

4.6 Descida

Para a análise de desempenho do voo descendente propulsionado a partir da altitude de cruzeiro, considera-se a aceleração dos motores em idle para determinar o ângulo de descida mínimo β_{min} (a fim de maximizar o alcance) e razão de descida mínimo ROD_{min} (a fim de maximizar o tempo em voo). A escolha da altitude de cruzeiro baseou-se na avaliação da maior altitude de capitais brasileiras que aportam o mercado aeroagrícola. Dentre elas está Brasília-DF com altitude de 3842 ft (1171 m) e média de temperaturas máximas normal de 26,4 °C, conforme publicado pelo Instituto Nacional de Meteorologia (2023). Comparado com o modelo atmosfera padrão essa temperatura representa uma diferença de temperatura $\Delta T_{ISA} = 19$ °C, que equivale a uma altitude-pressão de 6000 ft (1829 m).

Dessa forma, será considerado para a análise a aceleração dos motores (TR) de 20% em idle como observado em Textron Lycoming (2006), e adotado a eficiência máxima da hélice $\eta_H = 83\%$ em cruzeiro, devido a baixa rotação do motor, na condição de peso máximo em altitude de cruzeiro (6000 ft). Assim, utilizar-se-á o mesmo procedimento iterativo ao trabalhado na seção anterior, com base nisso obtemos o ângulo de descida, razão de descida e a velocidade de voo. Os parâmetros utilizados foram extraídos dos dados levantados ao longo deste trabalho. Portanto, as Tabelas 21 e 22 apresentam os resultados para condição de mínimo ângulo de descida e mínima razão de descida respectivamente para as variantes a etanol e gasolina do Ipanema 202.

Tabela 21 – Desempenho com mínimo ângulo de descida.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Mínimo ângulo de descida	β_{min}	2,89°	2,68°
Razão de descida	ROD	375,6 ft/min (1,91 m/s)	345,48 ft/min (1,75 m/s)
Velocidade de voo	V_x^-	136,07 km/h (37,80 m/s)	134,96 km/h (37,49 m/s)
Ground speed ($V\cos(\beta)$)	GS	135,90 km/h (37,75 m/s)	134,81 km/h (37,45 m/s)
Excesso de empuxo mínimo	$\Delta Thrust$	891,1 N	826,4 N
Altitude de voo	FL	6000 ft (1829 m)	6000 ft (1829 m)
Densidade do ar	ρ_{FL}	1,024 kg/m ³	1,024 kg/m ³

Tabela 22 – Desempenho com mínima razão de descida.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Ângulo de descida	β	3,13°	2,89°
Máxima Razão de descida	ROD_{min}	348,97 ft/min (1,77 m/s)	321,81 ft/min (1,63 m/s)
Velocidade de voo	V_y^-	116,88 km/h (32,47 m/s)	116,88 km/h (29,69 m/s)
Ground speed ($V\cos(\beta)$)	GS	116,71 km/h (32,42 m/s)	116,73 km/h (29,47 m/s)
Excesso de potência mínimo	ΔPot	31,3 kW	28,9 kW
Altitude de voo	FL	6000 ft (1829 m)	6000 ft (1829 m)
Densidade do ar	ρ_{FL}	1,024 kg/m ³	1,024 kg/m ³

4.7 Cruzeiro

O regime de cruzeiro é considerado uma das principais etapas para execução da missão da aeronave, caracterizado pelo equilíbrio das forças em voo reto e nivelado. Nesse sentido, os principais fatores a serem avaliados para a análise de performance em regime de cruzeiro são a velocidade, autonomia e alcance da aeronave. Portanto, nesta seção será calculado máximo alcance e a máxima autonomia bem como as respectivas velocidades que a aeronave deve voar para obtê-las, considerando a condição de cruzeiro com altitude e velocidade constante seguindo a formulação discorrida por Sadraey (2017).

Também será calculado a autonomia e alcance considerando a velocidade de cruzeiro da aeronave em 75% da Potência Máxima Contínua (PMC), de acordo com o manual do operador Textron Lycoming (2006), em 6000 ft, conforme explicitado na seção anterior. Esses cálculos utilizarão o consumo específico de combustível (SFC) estimado no Capítulo 4, e eficiência da hélice para condição de cruzeiro conforme estimado no Capítulo 3. Os parâmetros utilizados para os cálculos realizados nesta seção foram levantados ao longo do trabalho e são apresentados de acordo com a Tabela 23.

Tabela 23 – Parâmetros utilizados para estimativa da performance em Cruzeiro.

Definição	Variável	Valor
Aceleração da Gravidade	g	9,807 m/s ²
Área da asa	S_{ref}	19,94 m ²
Volume de combustível utilizável	Vol_{comb}	264 L
Altitude de voo	FL	6000 ft (1829 m)
Densidade do ar altitude de voo	ρ_{FL}	1,024 kg/m ³
Densidade do ar nível do mar	ρ_{SL}	1,225 kg/m ³
Densidade da gasolina de aviação	ρ_{AvGas}	809 kg/m ³
Densidade do etanol hidratado	ρ_{EHC}	715 kg/m ³
Peso máximo	W	1800 kgf
Potência de eixo motor AvGas	seP_{AvGas}	301,34 shp
Potência de eixo motor EHC	seP_{EHC}	324,87 shp
Consumo específico de combustível AvGas	SFC_{AvGas}	0,1944 kg/(shp · h)
Consumo específico de combustível EHC	SFC_{EHC}	0,3269 kg/(shp · h)
Eficiência da Hélice	η_H	83%
Aceleração dos motores	TR	75%
Coeficiente de sustentação máximo	C_{Lmax}	2,2
Coeficiente de arrasto parasita	C_{D0}	0,04458
Coeficiente correção arrasto induzido	K	0,04990

A velocidade polar de cruzeiro é determinada quando o a força propulsiva iguala à força de arrasto (D). Manipulando algebricamente esse balanço de forças, resulta que a velocidade polar de cruzeiro é a raiz real positiva da Eq. (4.12) com valor superior à velocidade de estol. Dessa forma a velocidade de cruzeiro para operação em 75% da PMC estimada para a variante AvGas foi de 210,4 km/h (58,45 m/s) e para a variante Etanol foi de 217,9 km/h (60,53 m/s).

$$T = D$$

$$\frac{\eta_H TRsep(\rho_{FL}/\rho_{SL})}{V} = \frac{\rho_{FL} V^2}{2} (C_{D0} + KC_L^2) S_{ref}$$

$$V^4 \rho_{FL}^2 S_{ref}^2 C_{D0} - V S_{ref} 2\eta_H TRsep \frac{\rho_{FL}^2}{\rho_{SL}} + 4KW^2 = 0 \quad (4.12)$$

A formulação do alcance (R) e autonomia (E) discutida por Silva (2022), para condição de velocidade e altitude constante em cruzeiro, é função da eficiência da hélice (η_H), máxima eficiência aerodinâmica ($(L/D)_{max}$), força de sustentação (L) na qual estão imbuídos a velocidade de operação (V), coeficiente de sustentação de mínimo arrasto ($C_{L_{minD}}$) e área alar (S_{ref}), peso inicial (W_i) e final da aeronave (W_f), observável nas Eq. (4.13) e Eq. (4.14). O peso final da aeronave corresponde ao peso inicial subtraindo-se o peso de combustível, nessa análise. Além disso, a velocidade para condição de mínimo arrasto V_{md} pode ser determinada de mesmo modo como apresentado na seção para cálculo da velocidade de estol.

$$W_f = W_i - Vol_{comb} \rho_{comb}$$

$$V_{md} = \sqrt{\frac{2W_i}{\rho_{FL} S_{ref} C_{L_{minD}}}}$$

$$C_{L_{minD}} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{K}}$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{max} = \frac{1}{2\sqrt{C_{D0}K}}$$

$$R = \frac{2\eta_H (L/D)_{max}}{SFC} \left[\arctan\left(\frac{2W_i}{\rho_{FL} V^2 S_{ref} C_{L_{minD}}}\right) - \arctan\left(\frac{2W_f}{\rho_{FL} V^2 S_{ref} C_{L_{minD}}}\right) \right] \quad (4.13)$$

$$E = \frac{\eta_H 2(L/D)_{max}}{V SFC} \left[\arctan\left(\frac{2W_i}{\rho_{FL} V^2 S_{ref} C_{L_{minD}}}\right) - \arctan\left(\frac{2W_f}{\rho_{FL} V^2 S_{ref} C_{L_{minD}}}\right) \right] \quad (4.14)$$

Assim para estimar o alcance e autonomia na condição de cruzeiro para operação em 75% da PMC com velocidade e altitude constante (de 6000 ft), subtrai-se do peso inicial e do peso de combustível utilizável, o peso do combustível de decolagem e subida, por coerência. A Tabela 24 apresenta os resultados e as Figuras 27 e 28 apresentam a variação do alcance e autonomia para o Ipanema 202 na versão AvGas e Etanol respectivamente, em função da velocidade de operação e peso de combustível de cruzeiro disponível.

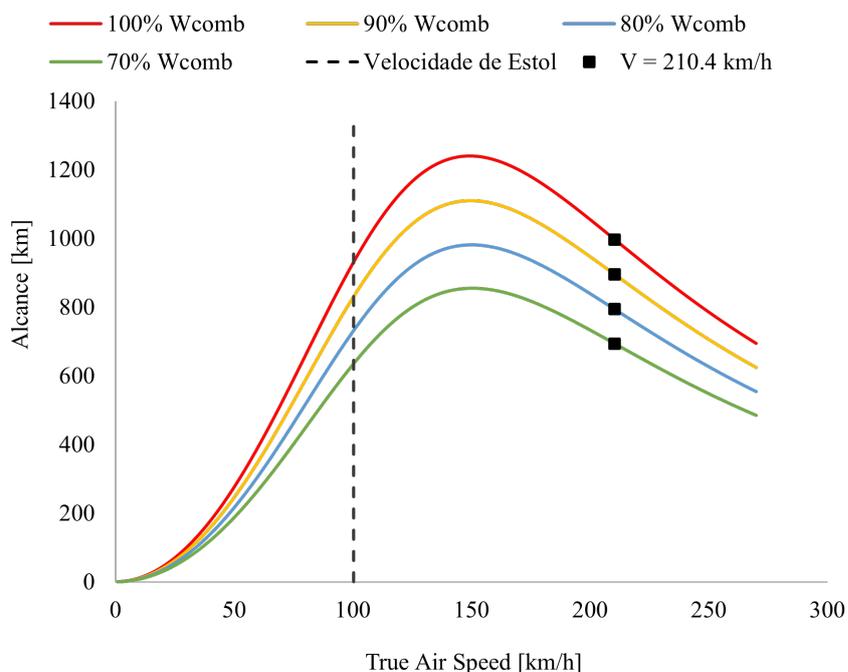
Tabela 24 – Desempenho com máxima razão de subida.

Definição	Variável	AvGas	Etanol
Combustível de decolagem	FTT	0,43 kg (0,60 L)	0,69 kg (0,85 L)
Combustível de subida	FTC	18,64 kg (26,07 L)	26,30 kg (32,51 L)
Peso inicial	W_i	1780,93 kgf	1773,01 kgf
Velocidade de mínimo arrasto	V_{mD}	153,1 km/h	152,8 km/h
Velocidade de cruzeiro	V_{cru}	210,4 km/h	217,9 km/h
Volume comb. cruzeiro 100%	$Vol_{comb}100\%$	237,33 L	230,64 L
Alcance	R	997,0 km	626,6 km
Autonomia	E	4,74 h	2,88 h
Volume comb. cruzeiro 90%	$Vol_{comb}90\%$	213,60 L	207,58 L
Alcance	R	895,5 km	562,8 km
Autonomia	E	4,26 h	2,58 h
Volume comb. cruzeiro 80%	$Vol_{comb}80\%$	189,86 L	184,51 L
Alcance	R	794,4 km	499,3 km
Autonomia	E	3,78 h	2,29 h
Volume comb. cruzeiro 70%	$Vol_{comb}70\%$	166,13 L	161,45 L
Alcance	R	693,7 km	436,0 km
Autonomia	E	3,30 h	2,00 h

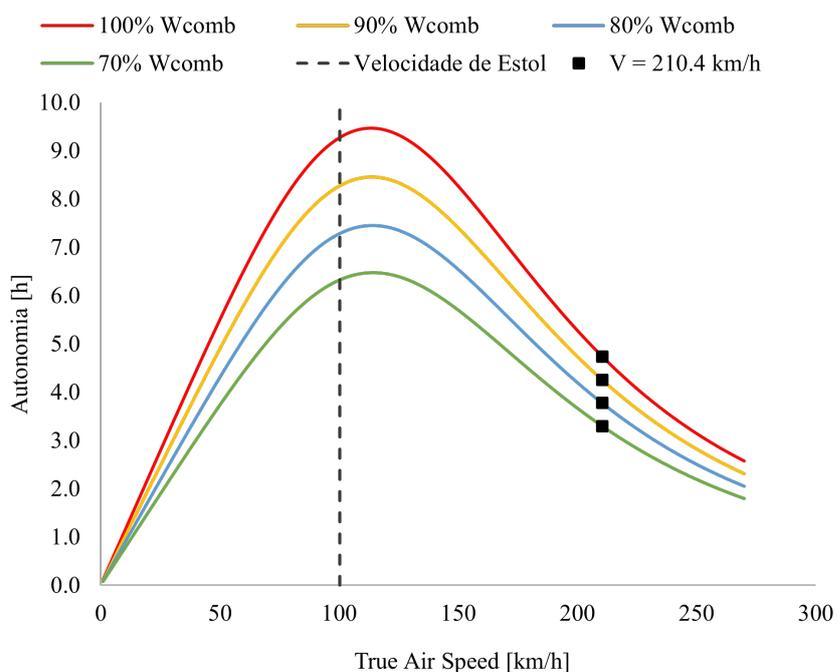
(Intencionalmente em branco)

A Figura 27 apresenta variação do alcance e autonomia para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível de cruzeiro (FL060) para a variante AvGas do Ipanema 202. Para a condição de cruzeiro, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave, os pontos apresentam a condição velocidade de cruzeiro (V_{cru}) operada conforme a Tabela 24.

Figura 27 – Alcance e autonomia em função da velocidade e quantidade de combustível (FL060, AvGas).



(a) Alcance.

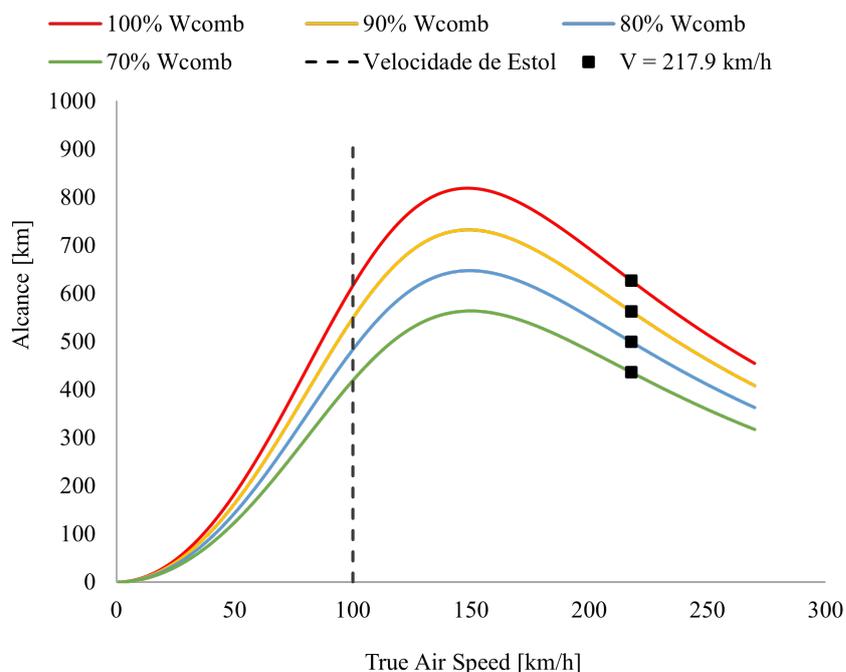


(b) Autonomia.

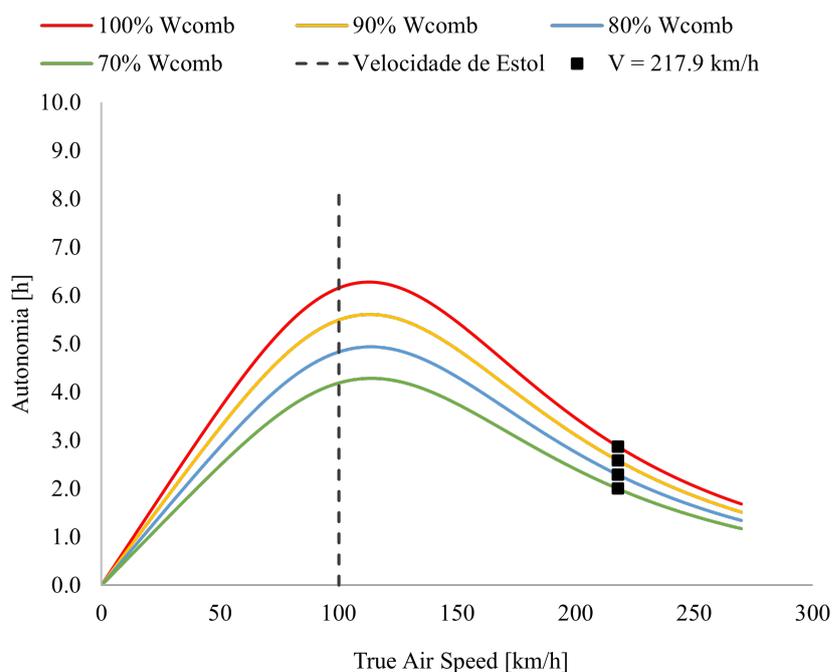
Fonte: Elaborado pelo Autor.

A Figura 28 apresenta variação do alcance e autonomia para diferentes velocidades de operação e potência do motor em nível de cruzeiro (FL060) para a variante Etanol do Ipanema 202. Para a condição de cruzeiro, a reta tracejada representa a condição de estol da aeronave, os pontos apresentam a condição velocidade de cruzeiro (V_{cru}) operada conforme a Tabela 24.

Figura 28 – Alcance e autonomia em função da velocidade e quantidade de combustível (FL060, Etanol).



(a) Alcance.



(b) Autonomia.

Fonte: Elaborado pelo Autor.

CONCLUSÕES E PERSPECTIVAS

“Nothing in life is to be feared, it is only to be understood. Now is the time to understand more, so that we may fear less.”

— Marie Curie

Esse capítulo apresenta as conclusões finais, discussões e observações gerais acerca do estudo desenvolvido neste trabalho. Além disso, propõe perspectivas de melhorias e trabalhos futuros que podem ser desenvolvidos a fim de aprofundar o conhecimento da análise de performance de aeronaves pistão-hélice.

5.1 Observações Gerais

O principal objetivo deste trabalho foi o estudo do desempenho de uma aeronave com grupo motopropulsor pistão-hélice, com modelagem matemática e computacional baseado na literatura de referência. Com intuito de apresentar a comparação entre operação com os combustíveis AvGas 100 LL e Etanol, nesse sentido fazendo jus a escolha da aeronave em questão, Ipanema 202, que possui variantes que operam com ambos os combustíveis.

As principais conclusões deste trabalho são:

- A eficiência propulsiva de hélices com passo controlável varia de acordo com a velocidade de voo, regime do motor e ângulo de passo. Portanto, para cada condição de voo, é necessário configurar o ângulo de passo de forma a alcançar a máxima eficiência possível. A fim de obter resultados consistentes para o desempenho da aeronave, é essencial estimar a eficiência propulsiva de forma específica para cada condição de voo. Isso é abordado com mais detalhes no Capítulo 3.

- A octanagem (termo derivado da razão de compressão) do combustível interfere diretamente na potência resultante do motor, uma vez que aumentando a razão de compressão do combustível sem sofrer ignição, aumenta-se a trabalho útil do ciclo. Nesse sentido, como foi observado no Capítulo 4 a partir da análise termodinâmica, o motor que opera com etanol possui maior potência que o motor operado com gasolina, e possui melhor eficiência térmica.
- Visto que o motor discorrido trata-se de um motor aspirado alternativo de ciclo Otto, por conseguinte, depende diretamente das propriedades do ar (elemento comburente da reação de combustão). Assim, à medida que eleva-se a altitude e o ar torna-se rarefeito, diminui-se a potência do motor por haver menor quantidade de ar disponível para reação de combustão.
- Aeronaves que operam com gasolina de aviação possuem maior alcance e autonomia em relação a operação com etanol hidratado combustível devido às propriedades do combustível, entre elas o poder calorífico e razão de mistura na combustão (evidenciado no consumo específico de combustível).
- De modo geral a performance da aeronave, é dependente do balanço das forças de empuxo e arrasto, nesse sentido é afetado pelos coeficientes da equação polar de arrasto, eficiência propulsiva, potência do motor, altitude-pressão (que afeta a densidade do ar), peso e área alar de referência da aeronave. Desse modo, observa-se a relevância de todos parâmetros levantados ao longo deste trabalho. Porquanto, afetam a performance da aeronave em todos segmentos de missão: distância de pouso e decolagem; subida; descida e voo cruzeiro. Dessa forma, é possível observar a influência de todos esses fatores diretamente na determinação da velocidade de cruzeiro como observado na Eq. (4.12), por exemplo.
- O desempenho dos produtos aeronáuticos, são interdependentes, pois a eficiência de hélice é afetada pela velocidade de voo e rotação do motor, e a performance da aeronave é afetada pela eficiência de hélice e potência propulsiva, e performance do motor é afetado pela altitude e pela velocidade de voo da aeronave (para admissão de ar), e como visto a velocidade de operação depende de todos os fatores unificados.
- Foram desenvolvidas ferramentas computacionais em EXCEL e MATLAB que permitem obter uma compreensão holística da influência dos parâmetros: da aeronave; combustível; motor e hélice; das propriedades do ar em função da altitude e temperatura; entre outros fatores considerados ao longo do trabalho como por exemplo o coeficiente de atrito da pista; que impactam no desempenho da aeronave conforme a condição de voo.

Sendo assim, as fontes de incertezas do presente trabalho são oriundas de:

- Dados estimados e adotados, uma vez que os dados de engenharia da aeronave motor e hélice não são de domínio público.

- Robustez do modelo de análise, visto que os modelos matemáticos são limitados às formulações e considerações físico-matemáticas, portanto limitado às variáveis e regime analisados.
- Arredondamento e truncamento nos procedimentos de cálculo.

5.2 Perspectivas Futuras

Dessarte, esse estudo abre uma gama de opções para futuros trabalhos a fim melhorar a estimativa de desempenho de aeronaves propulsionada por hélices com motor a combustão interna. De maneira que essa estimativa seja mais precisa para a fase preliminar de um projeto ou análise de engenharia, incluindo as seguintes possíveis melhorias:

- Realização de simulações em dinâmica de fluido computacional (CFD) para estimar o coeficiente de arrasto parasita da aeronave (C_{D0}) e coeficiente de sustentação da aeronave (C_L) para diversas condições de voo, em especial a fase de decolagem e pouso, eficiência propulsiva da hélice (η_H) conforme a rotação do motor, ângulo de passo e velocidade de voo.
- Realização de ensaios em túnel de vento para validação de condições simuladas em CFD.
- Obter dados de calibração do motor, podendo ser realizado de modo experimental, para obtenção de curvas de potência por altitude, delta de temperatura da atmosfera padrão, conforme velocidades de operação.
- Avaliação do atrito de pista tipicamente operada, uma vez que afeta a fase de pouso e decolagem.
- Avaliação da produtividade em uma missão típica para aeronaves agrícolas de maneira conceitual e preliminar.

Por fim, este estudo serve de base para subsidiar a análise conceitual de desempenho de pequenas aeronaves com grupo motopropulsor pistão-hélice, e também como um recurso para validar análises de viabilidade técnica em um ciclo de desenvolvimento de projeto de aeronaves. Outrossim, auxilia em análises comparativas com outros sistemas propulsivos frente a motores de combustão interna, como o estudo de viabilidade de células de combustível para aeronaves de pequeno porte estudado por Castro, Lacava e Mourão (2021) e outros tipos de sistemas de propulsão. Portanto, é possível extrapolar o escopo do estudo realizado, permitindo a realização de análises sobre estimativas de desempenho com diferentes sistemas de propulsão para comparar eficiência, viabilidade e custos operacionais.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, J. **Fundamentals of Aerodynamics**. McGraw-Hill Education, 2016. ISBN 9781259129919. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=D1ZojgEACAAJ>>. Citado na página 60.

ASSELIN, M. **An Introduction to Aircraft Performance**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2012. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/4.861529>>. Citado nas páginas 18, 26, 31, 32 e 34.

CASTRO, A. L. d. A.; LACAVALA, P. T.; MOURÃO, C. H. B. Feasibility of using fuel cell in a small aircraft. In: **AIAA AVIATION 2021 FORUM**. [S.l.: s.n.], 2021. p. 3189. Citado na página 87.

ÇENGEL, Y.; BOLES, M. **Thermodynamics: An Engineering Approach**. McGraw-Hill Higher Education, 2006. (McGraw-Hill series in mechanical engineering). ISBN 9780073107684. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=cUyLRAAACA AJ>>. Citado nas páginas 31, 34 e 35.

CHEVRON. **Aviation Fuels, Technical Review**. 2007. <<https://www.chevron.com/-/media/chevron/operations/documents/aviation-tech-review.pdf>>, Last accessed on 2023-03-18. Citado nas páginas 38 e 39.

Embraer. **Ipanema Emb-200**. 2023. <<https://historicalcenter.embraer.com/br/pt/emb-200-ipanema>>, Last accessed on 2023-02-25. Citado nas páginas 19, 31, 35 e 38.

ESHELBY, M. **Aircraft Performance: Theory and Practice**. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000. (AIAA education series). ISBN 9780340758977. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=qPt-QgAACA AJ>>. Citado na página 19.

FAROKHI, S. **Aircraft Propulsion**. Wiley, 2014. ISBN 9781118806777. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=WzgeAwAAQBAJ>>. Citado nas páginas 18, 19, 34 e 38.

FILIPPONE, A. **Advanced Aircraft Flight Performance**. Cambridge University Press, 2012. (Cambridge aerospace series). ISBN 9781139776783. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=7rVQnQAACA AJ>>. Citado nas páginas 18 e 31.

HAUSEN, R. B. *et al.* Sistematização de conhecimento para o projeto de motor a etanol para aeronave agrícola. Universidade Federal de Santa Maria, 2011. Citado nas páginas 35 e 36.

HEISLER, H. **Advanced Engine Technology**. E. Arnold, 1995. (Mechanical Engineering Series). ISBN 9780340568224. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=YdxSAAAAMA AJ>>. Citado na página 32.

HEYWOOD, J. **Internal Combustion Engine Fundamentals**. McGraw-Hill Education, 1988. (Automotive technology series). ISBN 9780070286375. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=u9FSAAAAMA AJ>>. Citado nas páginas 31 e 33.

Indústria Aeronáutica Neiva. **Ipanema EMB-202 Aircraft Details**. 2006. <https://web.archive.org/web/20060208071308/http://www.aeroneiva.com.br/site/content/produtos/produtos_ipanema_dados.asp>, Last accessed on 2023-05-07. Citado nas páginas 36 e 55.

Instituto Nacional de Meteorologia. **Boletim Climatológico: Balanço do Verão 2022/2023 em Brasília (DF)**. 2023. <https://portal.inmet.gov.br/uploads/notastecnicas/Balan%C3%A7o-ver%C3%A3o-Bras%C3%ADlia_acs1.pdf>, Last accessed on 2023-06-06. Citado na página 79.

KOTZ, J.; TREICHEL, P.; WEAVER, G. **Química geral e reações químicas**. [S.l.]: Cengage Learning, 2015. ISBN 9788522118281. Citado na página 38.

LIASCH, J. **Motores Aeronáuticos Movidos a Etanol**. 2014. <<https://culturaaeronautica.blogspot.com/2014/09/>>, Last accessed on 2023-03-18. Citado nas páginas 35 e 36.

MACHADO, G. C. **Agronegócio brasileiro: importância e complexidade do setor**. 2021. <<https://www.cepea.esalq.usp.br/br/opinio-cep/ agronegocio-brasileiro-importancia-e-complexidade-do-setor.aspx>>, Last accessed on 2023-03-09. Citado na página 19.

MATSUO, C. A. S. Projeto de um veículo aéreo não tripulado para pulverização aeroagrícola. 2011. Citado na página 63.

MCCLAMROCH, N. **Steady Aircraft Flight and Performance**. Princeton University Press, 2011. (Steady Aircraft Flight and Performance). ISBN 9781400839063. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=DKK7m8o7\ZkC>>. Citado nas páginas 31 e 35.

MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. [S.l.]: John Wiley and Sons, 1979. ISBN 0471030325. Citado na página 61.

NAPOLEÃO, A. Santos-dumont e a conquista do ar. **Brasiliense**, Ed. Nacional, 1957. Citado na página 18.

Neiva Indústria Ltda. **Manual de Serviços EMB-202**. 2005. <[https://ia904606.us.archive.org/1/items/neiva-embraer-emb-202-ipanema-manual-de-servicos-service-manual/Neiva%20Embraer%20EMB-202%20Ipanema%20Manual%20de%20Servi%C3%A7os%20\(Service%20Manual\).pd](https://ia904606.us.archive.org/1/items/neiva-embraer-emb-202-ipanema-manual-de-servicos-service-manual/Neiva%20Embraer%20EMB-202%20Ipanema%20Manual%20de%20Servi%C3%A7os%20(Service%20Manual).pd)>, Last accessed on 2023-05-07. Citado nas páginas 54, 55, 63 e 64.

NELSON, W. C. Airplane propeller principles. In: . [S.l.: s.n.], 1944. Citado nas páginas 22, 23 e 27.

PETROBRAS. **Ficha de informação de produto químico, Etanol Hidratado Combustível**. 2018. <<https://www.dibrape.com.br/wp-content/uploads/2017/11/Fispq-Etanol-Hidratado-09.04.2018.pdf>>, Last accessed on 2023-03-19. Citado na página 39.

_____. **Gasolina de Aviação, Informações Técnicas**. 2019. <<https://petrobras.com.br/data/files/08/83/94/3C/5A39C710E2EF93B7B8E99EA8/Manual-de-GAV.pdf>>, Last accessed on 2023-03-18. Citado nas páginas 38 e 39.

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. AIAA, 2018. ISBN 9781498776554. Disponível em: <<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/4.104909>>. Citado nas páginas 59, 60, 63 e 65.

Revista Quatro Rodas. **Correio técnico: por que a gasolina e o etanol não são puros?** 2021. <<https://quatrorodas.abril.com.br/auto-servico/correio-tecnico-por-que-a-gasolina-e-o-etanol-nao-sao-puros/>>, Last accessed on 2023-03-20. Citado na página 39.

ROSKAM, J.; LAN, C.-T. E. **Airplane aerodynamics and performance**. [S.l.]: DARcorporation, 1997. Citado na página 58.

SAARLAS, M. **Aircraft Performance**. Wiley, 2006. ISBN 9780470044162. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=NI8VLz\oQAUC>>. Citado nas páginas 53, 56, 57 e 59.

SADRAEY, M. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. CRC Press, 2017. ISBN 9781498776554. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=z8GmDAEACAAJ>>. Citado nas páginas 19, 31, 49, 58 e 80.

SHELL. **Shell V-POWER Etanol**. 2022. <<https://www.shell.com.br/motoristas/combustiveis/shell-v-power-etanol.html>>, Last accessed on 2023-03-20. Citado na página 39.

SILVA, D. *et al.* Conversão das aeronaves t-25 universal da afa para o uso do etanol: Ênfase na viabilidade operacional, econômica e sustentável. Revista do CIAAR, 2020. Citado na página 38.

SILVA, H. L. Material de aula: Desempenho de aeronaves [femec 43093]. 2022. Citado nas páginas 53, 56, 57, 65 e 81.

SOUSA, R. J. S. d. Sistema de hélice de passo variável para uavs elétricos. 2012. Citado na página 26.

Textron Lycoming. **IO-540-K1J5D engine details**. 1979. <<https://www.lycoming.com/content/parts-catalog-io-540>>, Last accessed on 2023-03-15. Citado na página 36.

_____. **Operator's Manual Lycoming O-540, IO-540 Series**. 2006. <<https://www.lycoming.com/content/operator%27s-manual-O-540-IO-540-60297-10-3>>, Last accessed on 2023-03-15. Citado nas páginas 35, 36, 79 e 80.

VEDOVOTTO, J. M. Material de aula: Propulsão de aeronaves [femec 43086]. 2022. Citado nas páginas 30, 34, 38 e 42.

WHITE, F. **Mecânica dos Fluidos**. McGraw Hill Brasil, 2018. ISBN 9788580556070. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=3D1LDwAAQBAJ>>. Citado na página 23.

WYLEN, G. V.; SONNTAG, R.; BORGNAKKE, C. **Fundamentos da termodinâmica clássica**. Edgard Blucher, 2006. ISBN 9788521201359. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=MGBvMQAACAAJ>>. Citado nas páginas 34, 35 e 48.

ÇENGEL, Y.; CIMBALA, J. **Mecânica dos fluidos - 3.ed.** AMGH Editora, 2015. ISBN 9788580554915. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=aP3OBgAAQBAJ>>. Citado na página 23.