

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

RAFAEL DE ARAUJO MAGNUSSON

Estudo da aplicação de motores turbofan e turbopropulsores em rotas curtas

São João da Boa Vista

2021

Rafael de Araujo Magnusson

Estudo da aplicação de motores turbofan e turbopropulsores em rotas curtas

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

São João da Boa Vista

2021

M199e Magnusson, Rafael de Araujo
ESTUDO DA APLICAÇÃO DE MOTORES TURBOFAN E
TURBOPROPULSORES EM ROTAS CURTAS / Rafael de Araujo
Magnusson. -- São João da Boa Vista, 2021
55 p.

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia
Aeronáutica) - Universidade Estadual Paulista (Unesp), Câmpus
Experimental de São João da Boa Vista, São João da Boa Vista
Orientador: Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

1. Aeronaves. 2. Desempenho. 3. Aerovias. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca do Câmpus
Experimental de São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
“JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CÂMPUS EXPERIMENTAL DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

ESTUDO DA APLICAÇÃO DE MOTORES TURBOFAN E TURBOPROPULSORES
EM ROTAS CURTAS

Aluno: Rafael de Araújo Magnusson

Orientador: Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo

Banca Examinadora:

- Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Vagner Candido de Sousa (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 059/2021)
--

São João da Boa Vista, 23 de julho de 2021

AGRADECIMENTOS

Esse é um espaço significativo para que eu possa dizer algumas coisas para as pessoas representam ocupam um grande espaço na minha vida. A minha mãe que sempre apoiou todos os meus sonhos, ao meu pai que me deu os calçados dar cada um dos passos dessa jornada, e aos meus avós que sempre estiveram ao meu lado. Gostaria de dizer um grande obrigado a todos eles.

Ao longo dessa caminhada de 5 anos surgiram algumas pessoas que redefiniram totalmente a pessoa que eu sou, uma delas em especial é minha companheira Bruna, a quem eu sou muito grato por estar sempre ao meu lado. Também gostaria de agradecer as pessoas incríveis que conheci na faculdade, a quais hoje tenho muito orgulho de chamar de amigo. Eles foram muito pacientes sempre me deram boas noites de risada sentado no sofá da sala, a eles: Gabriel Vico, Guilherme Nascimento, Renato Ferreira e Gustavo Marrafon, meu eterno agradecimento e carinho. Também gostaria de agradecer ao meu grande amigo Felipe Pinheiro, pelas inúmeras noites de conversa sobre a vida.

Gostaria também de agradecer a todos os docentes que ajudaram na construção da minha formação na engenharia, mas gostaria de agradecer em especialmente: Prof. Dr. Juliano Antônio de Oliveira, Prof. Dr. Natal Nerimio Regone, Prof. Dr. Luiz Carlos Facundo Sanches e Profa. Dra. Leandra Isabel de Abreu.

Reservo um espaço especial ao meu orientador, Prof. Dr. Luiz Augusto Camargo Aranha Schiavo, que me ajudou a escrever esse trabalho e gentilmente cedeu seu tempo para me ajudar em todos os momentos de necessidade.

“É pelas próprias virtudes que se é mais bem castigado.”

Friedrich Nietzsche

RESUMO

A indústria aeronáutica utiliza para as pequenas rotas, aeronaves com motores turbopropulsores, pois são mais econômicos quando comparados aos jatos tracionados por turbofans. O presente estudo teve como premissa, fazer uma análise comparativa para rotas curtas, entre os dois tipos de motores, e assim, descobrir se há viabilidade em empregar os motores turbofans em rotas menores e quais são os ganhos de economia de combustível e tempo, quando diferentes altitudes voadas. Modelando-se a atmosfera, aeronave e motores em uma rotina computacional, foi possível extrair os resultados desejados. Esses resultados apontaram para uma economia significativa de combustível ao utilizar motores turbopropulsor em rotas pequenas, todavia observou-se que a eficiência deste tipo de motor ao mudar de altitude diminui conforme a rota fica maior. O comportamento oposto é observado para o motor turbofan. Também foi observado que a altitude desempenha um papel significativo na economia de combustível: quanto maior a altitude, menor o gasto de combustível para a maioria dos casos testados.

PALAVRAS-CHAVE: Aeronaves. Desempenho. Rotas Aéreas.

ABSTRACT

The aeronautical industry uses for small routes, aircraft with turboprop engines, as they are more economical when compared to jets driven by turbofans. The premise of this study was to carry out a comparative analysis for short routes, between the two types of engines, and thus find out if there is feasibility in using turbofan engines on smaller routes and what are the gains in fuel economy and time saving, when different altitudes are flown. Modeling the atmosphere, aircraft, and engines in a computational routine, it was possible to extract the desired results. These results pointed to a significant fuel economy when using turboprop engines on smaller routes, however, it was observed that the efficiency of this type of engine decreases as the route gets longer. The opposite behavior is observed for the turbofan engine. It was also noted that altitude plays a significant role in fuel economy: the higher the altitude, the less fuel used for most of the cases tested.

KEYWORDS: Aircraft. Performance. Air Routes.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Boeing 737 NG.	16
Figura 2	Diagrama da modelagem do problema.	17
Figura 3	Variação de temperatura por altitude na ISA.	18
Figura 4	Diagrama do ciclo termodinâmico do motor turbofan.	20
Figura 5	Diagrama do motor turbofan.	20
Figura 6	Ciclo termodinâmico do motor turbopropulsor.	23
Figura 7	Diagrama do turbopropulsor.	24
Figura 8	Diagrama de forças na aeronave.	28
Figura 9	Variação da razão de subida pela altitude.	29
Figura 10	Distribuição das velocidades para os perfis de subida.	30
Figura 11	Variações do arrasto pela velocidade.	32
Figura 12	As três opções de cruzeiro.	32
Figura 13	Missão 1 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada pela distância total.	35
Figura 14	Missão 1 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.	35
Figura 15	Missão 1 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.	36
Figura 16	Missão 1 - Turbofan: SFC por tempo de voo.	37
Figura 17	Missão 1 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.	38
Figura 18	Missão 1 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.	38
Figura 19	Missão 1 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.	39
Figura 20	Missão 1 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.	39
Figura 21	Missão 2 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada pela distância total.	40
Figura 22	Missão 2 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.	41
Figura 23	Missão 2 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.	41
Figura 24	Missão 2 - Turbofan: SFC por tempo de voo.	42
Figura 25	Missão 2 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.	43
Figura 26	Missão 2 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.	43
Figura 27	Missão 2 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.	44
Figura 28	Missão 2 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.	44
Figura 29	Missão 3 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.	45
Figura 30	Missão 3 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.	46
Figura 31	Missão 3 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.	46
Figura 32	Missão 3 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.	47
Figura 33	Missão 3 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada.	48
Figura 34	Missão 3 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.	48
Figura 35	Missão 3 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.	49
Figura 36	Missão 3 - Turbofan: SFC por tempo de voo.	49

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Missões propostas.	15
Tabela 2 – Comparativo de aeronaves.	16
Tabela 3 – Parâmetros de projeto adotados para o motor turbofan.	23
Tabela 4 – Parâmetros de projeto do turbopropulsor.	26
Tabela 5 – Características do Boeing 737-600.	26
Tabela 6 – Coeficientes para modelar o arrasto parasita.	27
Tabela 7 – Parâmetros de projeto da aeronave modelada.	27
Tabela 8 – Combustível fornecido para cada uma das missões.	34
Tabela 9 – Missão 1: Ribeirão Preto - Campinas com turbofan.	35
Tabela 10 – Missão 1: Ribeirão Preto - Campinas com turboprop.	37
Tabela 11 – Missão 2: Ribeirão Preto - São Paulo com turbofan.	40
Tabela 12 – Missão 2: Ribeirão Preto - São Paulo com turboprop.	42
Tabela 13 – Missão 3: Porto Seguro - Salvador com turboprop.	45
Tabela 14 – Missão 3: Porto Seguro - Salvador com turbofan.	47
Tabela 15 – Economia relativa entre os níveis de voo para o motor turbofan.	50
Tabela 16 – Economia relativa entre os níveis de voo para o motor turbopropulsor.	50
Tabela 17 – Economia de tempo ao voar na menor e na maior altitude.	50
Tabela 18 – Consumo adicional ao voar na menor altitude vs maior altitude disponível.	51
Tabela 19 – Economia gerada ao longo do ano ao voar na altitude ideal.	51

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

PAX	Quantidade de passageiros
ZFW	Peso da aeronave sem combustível
RAO	Aeroporto Leite Lopes (Ribeirão Preto)
SSA	Aeroporto Internacional de Salvador
CGH	Aeroporto de Congonhas (São Paulo)

LISTA DE SÍMBOLOS

a	Coeficiente do cálculo de arrasto parasita
AR	Alongamento
b	Coeficiente do cálculo de arrasto parasita
C	Consumo específico de combustível
Cd_0	Coeficiente de arrasto parasita
Cd	Coeficiente de arrasto
Cl	Coeficiente de sustentação
c_{pc}	Calor específico do gás frio
c_{ph}	Calor específico do gás quente
D	Arrasto
e	Fator de eficiência de Oswald
f	Fração ar-combustível
f_{par}	Área parasita equivalente
K	Coeficiente relacionado a razão de afilamento
L	Sustentação
$\dot{m}_{ar}$	Vazão mássica de ar
$\dot{m}_f$	Vazão mássica de combustível
P_a	Pressão ambiente
P_{avail}	Potência disponível
P_c	Pressão crítica no bocal de exaustão
P_{req}	Potência requerida
P_{ISA}	Pressão calculada pela ISA
P_0	Pressão a nível do mar dada pela ISA
P_{02}	Pressão total no bocal de admissão
P_{04}	Pressão total na câmara de combustão

P_{05}	Pressão total na turbina
P_{06}	Pressão total no bocal de exaustão na turbina
P_{08}	Pressão total no fan
P_{09}	Pressão total no bocal de exaustão externo
Q_r	Poder calorífico do combustível
R	Constante universal dos gases
ROC_{max}	Máxima razão de subida
S	Área alar
S_{wet}	Área alar molhada
T	Tração
T_a	Temperatura ambiente
T_{SL}	Tração ao nível do mar
T_{ISA}	Temperatura calculada pela ISA
T_0	Temperatura a nível do mar dada pela ISA
T_{02}	Temperatura total no bocal de entrada
T_{04}	Temperatura total na câmara de combustão
T_{05}	Temperatura total na turbina
T_{06}	Temperatura total no bocal de exaustão na turbina
T_{08}	Temperatura total no fan
T_{09}	Temperatura total no bocal de exaustão externo
U_e	Velocidade de saída dos gases
V	Velocidade da Aeronave
$V_{ROC_{max}}$	Velocidade da máxima razão de subida
V_7	Velocidade de saída dos gases de exaustão na turbina
V_9	Velocidade de saída dos gases de exaustão na secção externa
W	Peso da aeronave
W_f	Peso de combustível

W_1	Peso da aeronave no início da missão
α	Coeficiente para cálculo de entalpia
γ	Ângulo de atitude
Δ_{pcc}	Queda de pressão na câmara de combustão
Δ_h	Variação de entalpia
Δ_{ns}	Variação de entropia
γ_c	Coeficiente de expansão adiabático do gás frio
γ_h	Coeficiente de expansão adiabático do gás quente
η_b	Eficiência do difusor
η_c	Eficiência do compressor
η_f	Eficiência do fan
η_g	Eficiência da caixa de transmissão
η_{mt}	Eficiência da turbina mecânica
η_n	Eficiência do bocal
η_{nf}	Eficiência do bocal do fan
η_{nt}	Eficiência do bocal da turbina
η_{pr}	Eficiência do propulsor
η_t	Eficiência da turbina
ρ_0	Densidade a nível do mar dada pela ISA
ρ_{ISA}	Densidade calculada pela ISA

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	Motivação	14
1.2	Rotas estudadas e aeroportos de destino	15
1.3	Aeronaves de estudo	15
2	METODOLOGIA	17
2.1	Atmosfera Padrão	18
2.2	Modelos propulsivos	19
2.2.1	Turbofan	19
2.2.2	Turbopropulsor	23
2.3	Modelo da Aeronave	26
2.4	Desempenho em Missões de Voo	27
2.4.1	Subida	28
2.4.1.1	Determinação analítica da altitude mais econômica	31
2.4.2	Cruzeiro	31
2.4.3	Descida	33
3	RESULTADOS	34
3.1	Missão 1: Ribeirão Preto - Campinas	34
3.2	Missão 2: Ribeirão Preto - São Paulo	39
3.3	Missão 3: Porto Seguro - Salvador	44
3.4	Análise Geral das Missões	49
4	CONCLUSÃO	52
4.1	Considerações finais	52
5	RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	54
	REFERÊNCIAS	55

1 INTRODUÇÃO

As companhias aéreas costumam operar rotas com categorias específicas de aeronave baseada na densidade de passageiros bem como a distância que necessita ser percorrida. Existem três classificações: *short-haul flights* ou rotas curtas que possuem um tamanho aproximado de até 1000km, *medium-haul* ou rotas médias entre 1000 e 4000km e *long-haul* que englobam todos os voos com distâncias maiores que 4000km. As distâncias que caracterizam cada categoria podem sofrer variações de acordo com a região e o operador.

Nas rotas menores que usualmente interligam pequenas regiões a grandes centros metropolitanos, pode-se citar como exemplo no Brasil: Ribeirão Preto - São Paulo, Ribeirão Preto - Campinas, as companhias aéreas locais operam aeronaves com uma capacidade menor de passageiros e alcance reduzido. Aeronaves típicas em *short-haul flights*, que é o caso dessas duas rotas, são modelos como os da fabricante francesa Airbus: A318 e A319 com capacidades de até 132 e 160 passageiros respectivamente, em termos de alcance eles podem percorrer até: 5750km e 6850km respectivamente (AIRBUS, 2021); da brasileira Embraer com sua linha de E-Jets como o ERJ-190 e o ERJ-195 com capacidade de 114 e 124 passageiros respectivamente e alcances de 4537km e 4260km respectivamente (EMBRAER, 2021).

No Brasil para essa modalidade de operação, a companhia aérea brasileira Azul faz o uso não somente destes modelos, mas também emprega as aeronaves da fabricante francesa ATR, em especial o ATR 72, aeronave com capacidade para 78 passageiros e um alcance máximo de 1404km (ATR, 2021).

Para equipar uma enorme variedade de aeronaves, a indústria de propulsão oferece várias soluções. Na aviação comercial de pequeno porte, destacam-se dois tipos de motores: os turbopropulsores e turbofans. O primeiro oferece uma solução ótima para voos curtos quando comparado ao segundo, pois foi desenvolvido para voar em baixas altitudes e por curtas distâncias. Esse tipo de motor equipa por exemplo, o ATR 72. O segundo motor por sua vez foi projetado para percorrer distâncias maiores em grandes altitudes, além de poder atingir velocidades muito superiores ao turbopropulsor. Esse motor equipa as aeronaves supracitadas das fabricantes Airbus e Embraer.

Com ênfase nas rotas curtas, ou também chamadas de regionais, em que tipicamente aeronaves equipadas com turbopropulsores tem uma vantagem competitiva sobre aquelas com turbofan. Este estudo visa conduzir uma análise computacional utilizando como base a modelagem termodinâmica dos motores turbopropulsor e turbofan para ilustrar suas diferenças, bem como identificar quais tipos de rotas são mais viáveis a cada um e tendências de consumo.

1.1 MOTIVAÇÃO

Quando as empresas tentam reduzir custos um dos caminhos ideais é o aumento da eficiência em suas operações. No que tange a indústria aeronáutica, existe um mercado muito competitivo e acirrado para que possa-se eleger para dadas operações o melhor produto.

Muitas vezes pequenas melhorias na aviação incorrem em grandes economias financeiras. Este é o caso do Airbus A320neo, uma aeronave que sofreu uma revitalização com a adição de superfícies que

reduzem o arrasto de ponta de asa chamados de *winglets*. Além disso, recebeu motores mais eficiente que seu antecessor A320, garantindo menor consumo de combustível. O conjunto de melhorias resultou em uma operação até 20% mais econômica. Isso foi responsável por colocar essa aeronave na frente de seu rival, o Boeing 737 (BUSINESSINSIDER, 2019). Desta forma, o A320neo destronou o Boeing 737, uma aeronave que entrou para o *Guinness Book of World Records* devido ao seu número impressionante de vendas ao longo de um pouco mais de meia década (SIMPLEFLYING, 2020).

Na aviação a melhoria de componentes mecânicos pode gerar economia e redução de custos, no entanto, um outro fator que pode resultar em custos operacionais menores é o planejamento de rota. Uma rota mal planejada pode acarretar em custos desnecessários para o operador. No Brasil as rotas são gerenciadas pelo Departamento de Controle do Espaço Aéreo (DECEA) que determina as aerovias pelas quais as aeronaves podem voar, bem como suas respectivas altitudes. Esta depende da direção para qual a aeronave se destina, de modo que evita-se o risco de colisão no ar. A separação ocorre em passos pares e ímpares.

Em vista disso, o presente estudo pretende comparar dois tipos de motores em rotas regionais para identificar o impacto da altitude no consumo de combustível. Também busca entender qual tipo de motor pode ser mais adequado para esse tipo de rota.

1.2 ROTAS ESTUDADAS E AEROPORTOS DE DESTINO

A escolha das rotas de estudo foi feita com base em seu tamanho, como o foco deste estudo são rotas curtas, utilizou-se como referência as operadoras fazem uso do ATR 72, já que este opera somente voos regionais. No Brasil, algumas das empresas que empregam esse modelo de aeronave são a Azul Linhas Aéreas e Passaredo Linhas Aéreas. Foram escolhidas três rotas para o estudo: Ribeirão Preto - Campinas (RAO-VCP), Ribeirão Preto - São Paulo (RAO-CGH) e Porto Seguro - Salvador (BPS-SSA). A tabela 1 apresenta detalhes de cada uma delas, e suas distâncias foram obtidas do aplicativo *Flight Radar 24*.

Tabela 1 – Missões propostas.

Operador	Voo	Aeroporto de partida	Aeroporto de chegada	Distância
AZUL	AD4268	RAO	VCP	218 km
Passaredo	2335	RAO	CGH	299 km
Passaredo	2287	BPS	SSA	399 km

fonte: Produção do Próprio Autor.

1.3 AERONAVES DE ESTUDO

Para fazer uma modelagem apropriada do problema, existe a necessidade de se estimar um conjunto de parâmetros referentes a uma aeronave para o caso. Para o estudo de rotas regionais, devemos considerar uma aeronave que transporte aproximadamente 100 passageiros.

A abordagem escolhida para resolver esse problema foi definir, através de uma análise comparativa, modelos que satisfaçam a condição de transporte acima e também que hajam parâmetros de cálculo

disponíveis para que seja feita a modelagem apropriada. A tabela 2 contém as características gerais das aeronaves que atendem o perfil de missão desejada.

Tabela 2 – Comparativo de aeronaves.

Fabricante	Modelo	PAX	Alcance	Mach de Cruzeiro	Teto Operacional	ZFW
Airbus	A318	132	5750km	0.82	39000 ft	53000 kg
ATR	72-600	78	1404km	0.46	25000ft	20800 kg
Boeing	737-600	123	5436 km	0.8	41000ft	51700 kg

fonte: Produção do Próprio Autor.

Podemos observar na tabela 2 que as aeronaves equipadas com motor turbofan, o A318 e o 737-600, possuem peso, alcance, velocidade de cruzeiro, teto operacional e capacidade de passageiros similares. O modelo da ATR por outro lado apresenta praticamente a metade desses valores.

A escolha da aeronave para modelar o problema vai passar não somente pela necessidade de atender as características de um avião regional, mas para que se modele um problema é preciso de dados que muitas vezes não são fornecidos por fabricantes. Algumas bibliografias trazem parâmetros já estimados e de boa fidelidade. Em vista desta questão, optou-se então por basear o modelo no 737-600 apresentada na Figura 1. Tal aeronave foi escolhida devido ao longo tempo de operação e a ampla disponibilidade de dados na literatura.

Figura 1 – Boeing 737 NG.



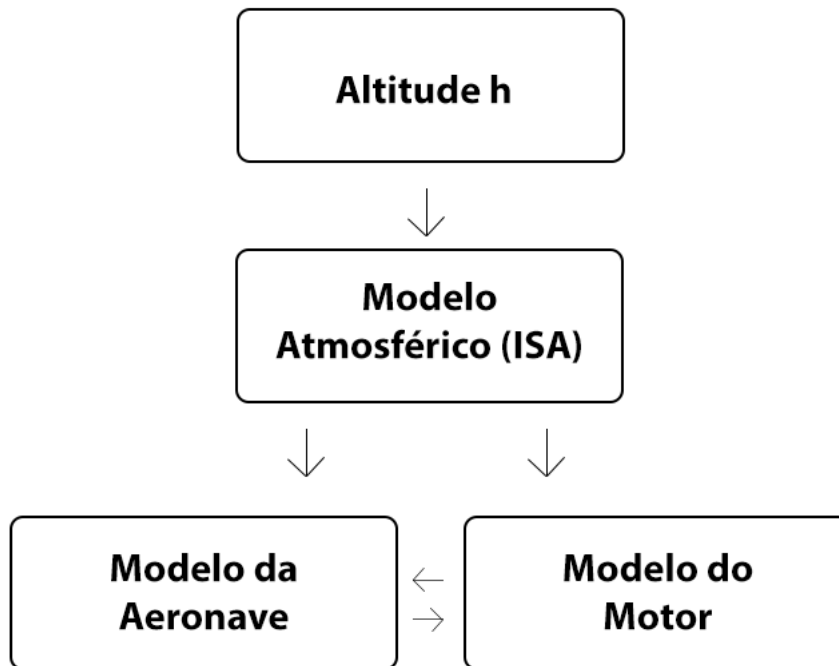
fonte: Rafael Luiz Canossa.

2 METODOLOGIA

A modelagem do problema requer algumas etapas para que possa-se extrair dos motores os resultados desejados. Para tal é preciso que vários outros modelos sejam estabelecidos e se comuniquem, para que se possa alimentar os motores com os parâmetros de voo. Estes modelos são: da atmosfera e da aeronave.

O ponto de partida é a modelagem da atmosfera, pois é ela quem vai ditar as condições de temperatura e pressão. Com esses dois valores, será possível acionar o modelo da aeronave que determinará a carga que será exigida do motor, com o auxílio de outros parâmetros como o ângulo de atitude, por exemplo. Uma vez conhecido qual será o empuxo necessário do motor, este então pode ser acionado e o consumo de combustível obtido. O problema modelado costura todas essas etapas individuais, conforme a Figura 2.

Figura 2 – Diagrama da modelagem do problema.



fonte: Produção do Próprio Autor.

O processo se inicia com a identificação da altitude da aeronave, com base nela será possível então obter os dados relativos ao ambiente: temperatura e pressão. Esses 2 parâmetros serão alimentados tanto ao modelo do motor, quanto da aeronave.

O motor, uma vez alimentado com os dados atmosféricos, receberá também uma instrução relativa a quantidade de manete aplicada ou empuxo desejado. Com base nos dados recebidos do modelo da ISA, fornecerá a quantidade de empuxo em acordo com a altitude que se encontra.

De posse do empuxo disponível e dos parâmetros do ambiente como temperatura e pressão, o modelo da aeronave irá calcular com base na fase de voo que se encontra (subida, cruzeiro ou descida)

a velocidade e ângulo de atitude em acordo com o descrito na seção 2.4.

Todos esses modelos fornecem dados que serão apresentados na seção de resultados, mas ressalta-se que o fundamental é o consumo de combustível gerado pelos motores. A contabilização deste ao longo de toda a missão da aeronave determinará a viabilidade do uso dos motores turbofans nas rotas descritas.

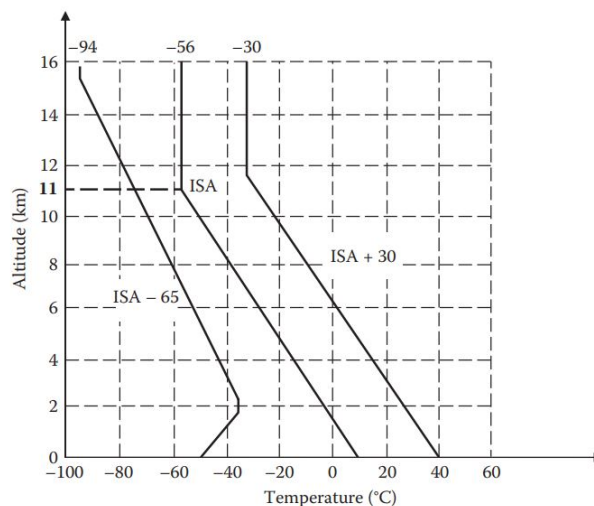
2.1 ATMOSFERA PADRÃO

Existe uma camada gasosa que envolve a terra denominada atmosfera, toda a vida terrestre é suportada por ela. Ela é responsável por absorver energia solar, reciclar a água no planeta bem como prover um ambiente de clima e temperatura apropriados a vida. Toda essa camada de gases fica presa a terra através da gravidade, essa camada possui uma massa estimada de 5×10^{18} kg dos quais 75% estão distribuídos até uma altitude de 11 km medidos a partir do nível do mar em uma camada chamada de Troposfera (SADRAEY, 2017).

A troposfera será a camada de interesse para o estudo, pois não considerou-se interessante para os modelos, de rotas curtas, voos superiores a 11km de altitude. Nessa camada da atmosfera ocorre variações de densidade, temperatura e pressão, ambas diminuem com o aumento da altitude (SADRAEY, 2017).

A Figura 3 apresenta a variação da temperatura para diferentes altitudes.

Figura 3 – Variação de temperatura por altitude na ISA.



fonte: Aircraft Performance: An Engineering Approach.

Para modelar o problema, existe a necessidade de alimentar dados de entrada como temperatura, pressão. No entanto, existem muitos fatores que afetam a temperatura atmosférica, como: estação do ano, região e altitude. Existe então, a necessidade de se padronizar essas medições, para que seja possível comparar a performance de diversos dispositivos de maneira igual e independente da localização. A Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) definiu então um padrão aceito a nível internacional, a *International Standard Atmosphere* (ISA) (MINZNER, 1959).

A ISA define os padrões a nível do mar da seguinte maneira, para pressão:

$$P_0 = 101.325 N/m^2,$$

temperatura:

$$T_0 = 288.15 K,$$

e densidade:

$$\rho_0 = 1.225 kg/m^3.$$

Sendo a distribuição de temperatura na troposfera:

$$T_{ISA} = T_0 - Lh, \quad (1)$$

na qual T_{ISA} é a temperatura na altitude h , T_0 é a temperatura a nível do mar, L é a constante que define a variação de temperatura por altitude, $L = 0.0065^\circ C/m$ na troposfera. A pressão, P_{ISA} , na mesma altitude, h , é:

$$P_{ISA} = 0.2234 P_0 \left(\frac{11000 - h}{6342} \right), \quad (2)$$

a densidade pode ser obtida pela lei dos gases ideais:

$$P = \rho RT. \quad (3)$$

Na equação acima, ρ , é a densidade do ar e R é a constante universal dos gases, para o ar $R = 287.053 J/kgK$.

2.2 MODELOS PROPULSIVOS

A construção do modelo termodinâmico dos propulsores, tanto do turbofan quanto do turbopropulsor, é vital para obter os dados de desempenho, consumo de combustível e empuxo. O consumo de combustível será um parâmetro crucial para validação da proposta deste estudo.

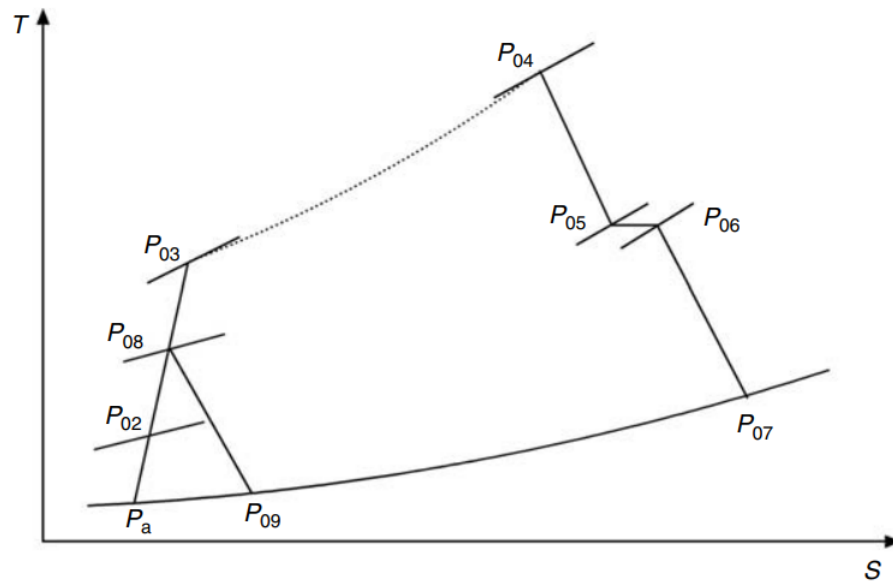
É fornecido ao modelo propulsivo as variáveis relativas ao ambiente e empuxo necessário, e ele retorna os valores de consumo. Não obstante, os modelos propulsivos possuem como entrada os valores de eficiência em cada processo. Estes valores foram obtidos através do livro *Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets* (MATTINGLY, 2006). Neste, é possível obter estimativas das eficiências a partir da data de fabricação do motor.

2.2.1 Turbofan

Para fazer a análise termodinâmica do motor turbofan é necessário dividir o escoamento ao longo de cada região do motor. A Figura 5 apresenta um desenho esquemático do motor que servirá de referência para acompanhar os processos termodinâmicos ao longo do ciclo. Adicionalmente, para ajudar na descrição do ciclo, será utilizada a Figura 4.

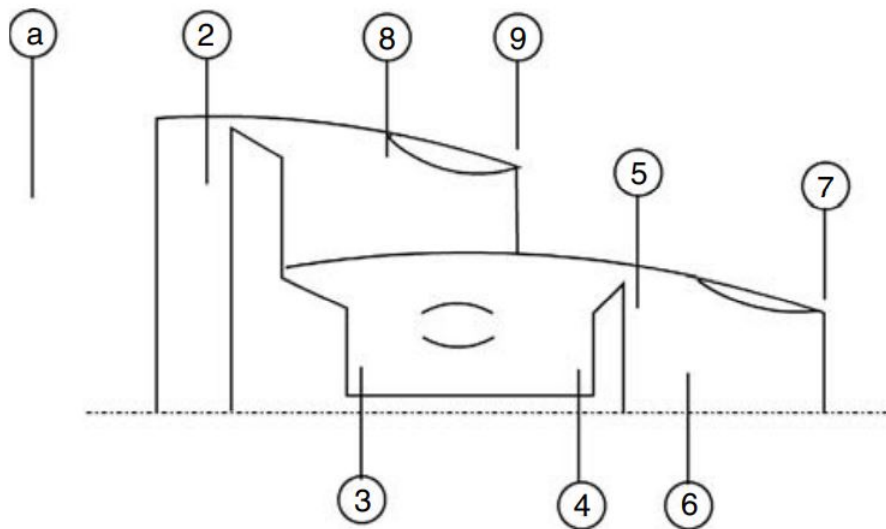
Inicialmente o ar é admitido pelo bocal (P_{02}) e dividido em duas partes: uma menor que vai para o *core* e uma outra maior que passa pela parte externa do motor (P_{08}). Essa parte externa sofre uma

Figura 4 – Diagrama do ciclo termodinâmico do motor turbofan.



fonte: (EL-SAYED, 2017).

Figura 5 – Diagrama do motor turbofan.



fonte: (EL-SAYED, 2017).

pequena compressão e logo é devolvida ao ambiente (P_{09}). Apesar de passar por menos etapas, ela é responsável por quase todo o empuxo produzido. A parcela menor de ar vai para o compressor, que eleva sua temperatura e pressão (P_{03}). O ar comprimido é levado para a câmara de combustão, onde é acrescido de combustível e ocorre a queima da mistura adicionando calor ao sistema (P_{04}). Esse ar aquecido passa pela turbina onde é expandido convertendo parte da energia interna em trabalho (P_{05}), fornecendo energia para movimentar um eixo central, que aciona o *fan*, compressor e outros componentes da aeronave. O gás que deixa a turbina (P_{05}) com uma temperatura e pressão menor é então dirigido ao bocal de exaustão (P_{06}) e posteriormente expelido (P_{07}).

Na admissão do ar, a pressão total, P_{02} , e a temperatura total, T_{02} , na entrada do turbofan, são

calculadas. O processo de admissão possui uma eficiência isentrópica, η_d , relativa ao difusor; a velocidade da aeronave é fornecida como o número de Mach, M_a , e o coeficiente de expansão adiabática para o ar ambiente γ_c .

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}, \quad (4)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right). \quad (5)$$

Em seguida, calcula-se a pressão total, P_{08} , e a temperatura total, T_{08} , no *fan*. Isso é feito através da razão de compressão, π_f , que determinará quantas vezes o ar será comprimido em relação ao seu estado anterior. Esse processo, depende da eficiência isentrópica do fan, η_f :

$$P_{08} = P_{02}(\pi_f), \quad (6)$$

$$T_{08} = T_{02} \left[1 + \frac{1}{\eta_f} \left(\pi_f^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right) \right]. \quad (7)$$

O ar segue para o bocal de exaustão no qual algumas análises devem ser feitas em função de uma pressão crítica, P_c . Caso esta pressão seja superior a pressão atmosférica, considera-se o escoamento como entupido e a pressão total do bocal de exaustão, P_{09} igual a ela:

$$P_c = P_{08} [1 - (1/\eta_{fn})(\gamma_c - 1)/(\gamma_c + 1)]^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}. \quad (8)$$

Se a condição de entupimento for satisfeita, calcula-se a temperatura do gás do bocal, T_9 , pela relação abaixo:

$$T_9 = T_{08} \left(\frac{\gamma_c + 1}{2} \right), \quad (9)$$

e a velocidade de escape dos gases, V_9 , que atravessam a parte externa do motor:

$$V_9 = \sqrt{\gamma_c R T_9}. \quad (10)$$

Caso não haja entupimento do bocal, a velocidade de escape dos gases será dada pela relação abaixo e a P_9 será igual a pressão atmosférica. Deve-se calcular a velocidade utilizando a eficiência isentrópica do bocal de exaustão do fan, η_{nf} , bem como o calor específico do ar ambiente, γ_c :

$$V_9 = \sqrt{2c_{pc} T_{08} \eta_{nf} [1 - (P_a/P_{08})^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}]} \quad (11)$$

Para a parcela menor de ar que é direcionada ao *core* do motor, a primeira passagem é pelo compressor no qual o ar é comprimido a uma razão, π_c . O compressor possui uma eficiência isentrópica, η_c que resulta em uma pressão total, P_{03} e uma temperatura total, T_{03} .

$$P_{03} = P_{08}(\pi_c), \quad (12)$$

$$T_{03} = T_{08} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) \right]. \quad (13)$$

Adiante, o ar comprimido sofre combustão. Nesta etapa, a pressão sofre uma pequena redução, $\Delta_{P_{cc}}$, fazendo com que a pressão na câmara de combustão, P_{04} , seja dada por:

$$P_{04} = P_{03} - \Delta_{P_{cc}}. \quad (14)$$

A razão de combustível por ar a ser injetada na câmara de combustão é dada por $f = \dot{m}_f / \dot{m}_a$, onde $\dot{m}_f$ é a vazão mássica de combustível e $\dot{m}_a$ a vazão mássica de ar.

De posse de f , pode-se calcular a temperatura total da câmara de combustão, T_{05} , utilizando a razão de *bypass*, β , que determina a razão entre o ar que atravessa a parte externa do motor e o que passa pelo *core* e o calor específico do gás quente da câmara de combustão, γ_h :

$$T_{05} = T_{04} - \frac{c_{p_c}(T_{03} - T_{08}) + (1 + \beta)(T_{08} - T_{02})}{(c_{p_h}/c_{p_c})(1 + f)}. \quad (15)$$

Para a turbina o processo depende da eficiência isentrópica, η_{nt} , bem como o coeficiente de expansão adiabática γ_h para o gás quente. Considera-se a P_{06} como igual a pressão P_{05} advinda da turbina e de mesma forma para a temperatura $T_{06} = T_{05}$. Após a turbina é necessário avaliar se há entupimento do bocal de exaustão, de maneira similar ao bocal do fan através da pressão crítica, P_c :

$$P_c = P_{06} [1 - (1/\eta_{nt})(\gamma_h - 1)/(\gamma_h + 1)]^{\gamma_h/(\gamma_h-1)}, \quad (16)$$

se o valor de P_c encontrado atender a condição de entupimento, $P_c \geq P_a$, então calcula-se a temperatura do gás de exaustão, T_7 , pela relação abaixo:

$$T_7 = T_{06} \left(\frac{\gamma_h + 1}{2} \right). \quad (17)$$

A velocidade de escape dos gases do bocal de exaustão será sônica, V_7 , será dada por:

$$V_7 = \sqrt{\gamma_h R T_7}. \quad (18)$$

Caso a pressão crítica calculada pela relação acima seja inferior a pressão atmosférica, pode-se considerar o escoamento como não entupido e determinar a velocidade de escape dos gases, e a pressão total de saída dos gases, P_{07} , igual a pressão atmosférica:

$$V_7 = \sqrt{2c_{p_h} T_{06} \eta_{nt} [1 - (P_a/P_{06})^{(\gamma_h-1)/\gamma_h}]} \quad (19)$$

De posse das velocidades dos gases de exaustão, calcula-se o empuxo:

$$T = (1 + f)V_7 + \beta(V_9 - U) - U + \frac{1}{\dot{m}_a} [A_7(P_7 - P_a) + A_9(P_9 - P_a)],$$

na equação acima, é necessário fornecer a velocidade da aeronave U e a área dos bocais de exaustão:

$$A = \frac{\dot{m}}{\rho V}, \quad (20)$$

onde $\dot{m}$ é a vazão mássica do ar que atravessa o bocal, ρ é a densidade do gás e V a velocidade deste.

Os parâmetros de projeto do turbofan, estão descritos na tabela 3.

Tabela 3 – Parâmetros de projeto adotados para o motor turbofan.

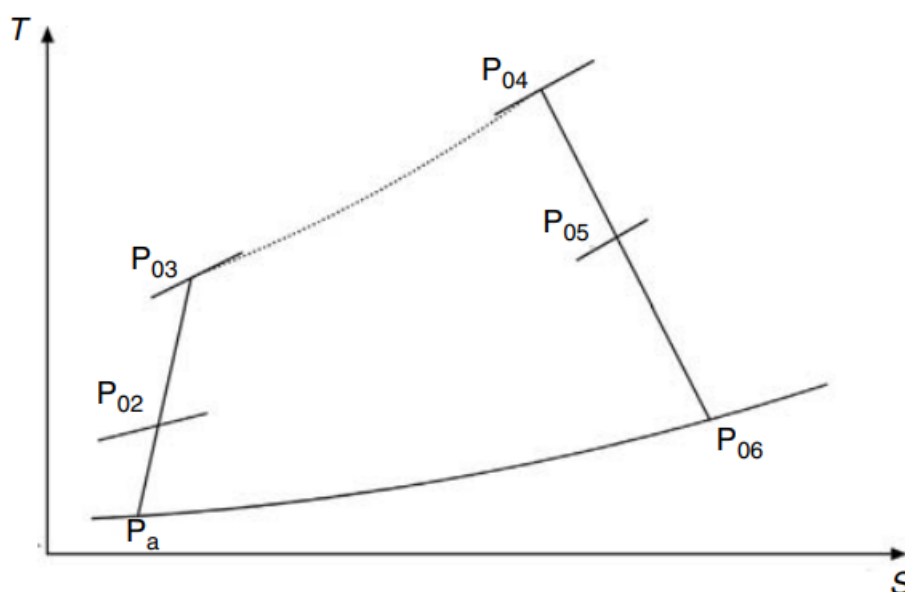
Parâmetro	Valor
Razão de compressão do fan	1.5
Razão de compressão do compressor	16.33
Razão de <i>bypass</i>	6
Eficiência do Difusor	0.995
Eficiência do Fan	0.89
Eficiência do Compressor	0.99
Eficiência da Câmara de combustão	0.99
Eficiência da Turbina	0.90
Eficiência do Bocal de exaustão	0.995
Queda de pressão na câmara de combustão	4%

fonte: Produção do próprio autor.

2.2.2 Turbopropulsor

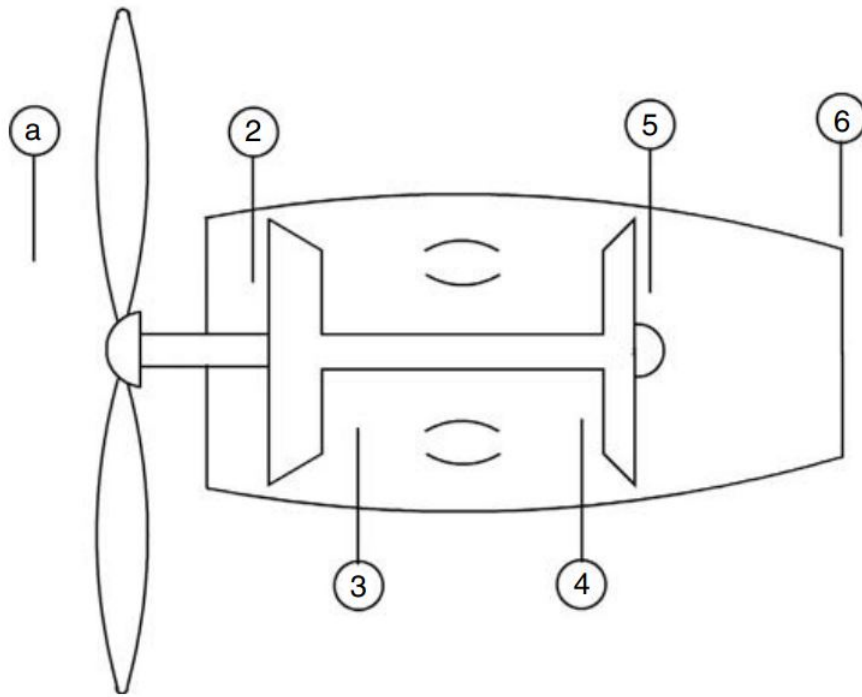
Analogamente ao turbofan, será descrito um modelo termodinâmico para o motor turbopropulsor. Este modelo conta com equações muito similares a aquelas descritas na seção anterior. Como guia, serão utilizadas a Figura 6 para descrever o ciclo termodinâmico do motor turbopropulsor bem como Figura 7 para auxiliar na descrição das equações termodinâmicas.

Figura 6 – Ciclo termodinâmico do motor turbopropulsor.



fonte: (EL-SAYED, 2017).

Figura 7 – Diagrama do turbopropulsor.



fonte: (EL-SAYED, 2017).

O processo de modelagem inicia-se na etapa com a admissão de ar no *intake* (P_{02}), segue para o compressor sofrendo um aumento de pressão (P_{03}) e temperatura. Adiante, é feita a injeção de combustível na Câmara de combustão e a ignição do gás (P_{04}). Com uma pequena perda de pressão (P_{05}), o gás procede para a turbina (P_{06}), onde perderá pressão e temperatura pois ao realizar trabalho para acioná-la. O trabalho cedido a turbina servirá para girar o eixo conectado ao propulsor na frente do motor, que girará e será responsável pela maior parte do empuxo produzido. Ao final, o gás é expelido pelo bocal de exaustão da turbina e retorna ao ambiente fornecendo um pequeno empuxo, quando comparado ao do propulsor.

Para o *intake*, calcula-se a pressão total, P_{02} , e a temperatura total T_{02} de admissão. A velocidade da aeronave é dada pelo número de Mach, M_a , bem como a eficiência isentrópica do difusor η_d e o coeficiente de expansão adiabática do ar γ_c :

$$P_{02} = P_a \left(1 + \eta_d \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right)^{\gamma_c / (\gamma_c - 1)}, \quad (21)$$

$$T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma_c - 1}{2} M_a^2 \right). \quad (22)$$

No compressor, a razão de compressão, π_c , e o calor específico do gás frio, c_{p_c} , elevam a temperatura do ar para T_{03} e sua pressão para P_{03} :

$$P_{03} = P_{02}(\pi_c), \quad (23)$$

$$T_{03} = T_{08} \left[1 + \frac{1}{\eta_c} \left(\pi_c^{(\gamma_c-1)/\gamma_c} - 1 \right) \right]. \quad (24)$$

A câmara de combustão é a próxima etapa na qual o gás é direcionado. Uma quantidade de combustível dada por $f = \dot{m}_{ar}/\dot{m}_f$, é adicionada, na qual $\dot{m}_{ar}$ é a vazão mássica de ar e $\dot{m}_f$ a de combustível. Com isso ocorre uma pequena redução na pressão, ΔP_{cc} , e atinge-se uma temperatura total na câmara de combustão T_{04} . O ar sofre combustão com um combustível de energia específica, Qr , agora possuindo um calor específico, γ_h .

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_{cc}, \quad (25)$$

$$T_{04} = \frac{\dot{m}_{ar}c_{pc}T_{03} + \eta_b\dot{m}_{fuel}Qr}{\dot{m}_{ar}(1+f)c_{ph}}. \quad (26)$$

Na turbina, diferentemente do turbofan, é necessário levar em consideração a variação de entalpia, Δ_h para que sejam calculadas as próximas etapas. Com o auxílio de um coeficiente α que relacionará as eficiência do propulsor, da caixa de engrenagens, dos componentes mecânicos da turbina, da turbina e do bocal de saída, dados respectivamente por: η_{pr} , η_g , η_{mt} , η_t e η_n pode-se calcular:

$$\Delta_h = C_{ph}T_{04} \left[1 - \left(\frac{P_a}{P_{04}} \right)^{(\gamma_h-1)/\gamma_h} \right]. \quad (27)$$

Associando a variação de entalpia a α , que representa a parcela ideal de queda de entalpia de Δ_h (ANDRIANI, 2011), temos a variação de entalpia dada por Δ_{ns} :

$$\Delta_{ns} = (1 - \alpha)\Delta_h, \quad (28)$$

e calculando α , com o auxílio da velocidade da aeronave, U :

$$\alpha = 1 - \frac{U^2}{2\Delta_h} \left(\frac{\eta_n}{\eta_{pr}^2\eta_g^2\eta_{mt}^2\eta_t^2} \right). \quad (29)$$

Os gases finalmente se dirigem para o bocal de exaustão com uma velocidade U_e , dada por:

$$U_e = \sqrt{2(1 - \alpha)\Delta_h}. \quad (30)$$

Pode-se então obter o empuxo T :

$$T = \frac{\dot{m}_{ar}\eta_{pr}\eta_g \left(\frac{-c_{pc}(T_{03}-T_{02})}{\eta_c} + \eta_t\alpha\Delta_h(1+f) \right)}{U} + \dot{m}_{ar}((1+f)U_e - V). \quad (31)$$

Os valores de eficiência utilizado na modelagem do turbopropulsor estão dispostos na tabela 4.

Tabela 4 – Parâmetros de projeto do turbopropulsor.

Parâmetro	Valor
Razão de compressão do compressor	8.5
Temperatura da câmara de combustão	1220K
Eficiência do bocal de admissão	0.98
Eficiência do difusor	0.995
Eficiência do compressor	0.87
Eficiência da câmara de combustão	0.98
Eficiência da turbina	0.90
Eficiência do bocal de exaustão	0.95
Eficiência do propulsor	0.783
Eficiência da caixa de engrenagens	0.995
Eficiência da mecânica da turbina	0.98
Eficiência da mecânica compressor	0.995
Queda de pressão na câmara de combustão	4%

fonte: Produção do próprio autor.

2.3 MODELO DA AERONAVE

As características de interesse do modelo da aeronave a ser implementado foram discutidas na seção 1.3. Lá, foram listadas aeronaves na categoria de voo desejada, e a escolha final foi baseada na disponibilidade de informações de projeto disponível nas bibliografias utilizadas. A tabela 5 abaixo, traz as características gerais do 737-600:

Tabela 5 – Características do Boeing 737-600.

Parâmetro	Valor
Motorização	CFM 56-7
ZFW	51709 kg
Área alar	124.58 m^2
Alongamento (AR)	9.45

fonte: (BRADY, 2021)

Um dos parâmetros mais importantes para o modelo da aeronave é o coeficiente de arrasto parasita. A partir dele, pode-se determinar todas as demais características necessárias de desempenho da aeronave. Para calculá-lo será necessário o auxílio de alguns métodos extraídos do livro *Airplane Design* (ROSKAM, 2015).

Para o cálculo do arrasto parasita, Cd_0 , a área parasita equivalente, f_{par} , bem como a área alar, S são utilizados:

$$Cd_0 = \frac{f_{par}}{S}. \quad (32)$$

Para determinar f_{par} , utiliza-se S_{wet} , que é a área molhada:

$$\log_{10} f_{par} = a + b \cdot \log_{10} S_{wet}, \quad (33)$$

a equação acima necessita do coeficiente a , para encontra-lo é necessário achar o coeficiente de fricção da superfície da aeronave, c_f . Esse coeficiente pode ser encontrado no livro Airplane Design (ROSKAM, 2015), e estão descritos na tabela 6 abaixo.

Tabela 6 – Coeficientes para modelar o arrasto parasita.

Coeficiente	Valor
a	-2.5229
b	1.0

fonte: (ROSKAM, 2015).

Foi considerado que a aeronave carrega uma carga paga de 90 passageiros cada um com uma massa de 85kg (valor de referência obtido a partir da ASTM F2245-16c). A partir desses passos, com o auxílio dos coeficientes encontrados, obtém-se o coeficiente de arrasto parasita, Cd_0 . Seguem descritos na tabela 7 os parâmetros de projeto gerais da aeronave.

Tabela 7 – Parâmetros de projeto da aeronave modelada.

Parâmetro	Valor
ZFW	52000kg
Carga paga	7650kg
Cd_0	0.0159
Alongamento (AR)	9.16
Fator de eficiência de Oswald	0.85
Área alar	$105m^2$
$(L/D)_{max}$	19.59

fonte: Produção do próprio autor

2.4 DESEMPENHO EM MISSÕES DE VOO

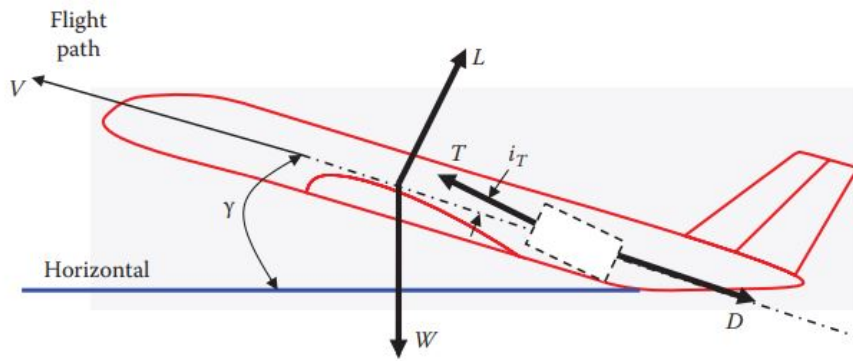
Existem 3 etapas previstas nas missões deste estudo: subida, voo de cruzeiro e descida. A maneira como cada uma delas será conduzida trará uma grande influência no resultado final, pois pode resultar em um consumo de combustível maior do que o necessário. Caso isso ocorra, os resultados e comparações ficam comprometidos.

O ponto de partida será determinar as equações que regem a mecânica e a cinemática do modelo. A Figura 8 abaixo traz um diagrama de forças que será utilizado para os passos seguintes:

Observa-se na figura, 4 forças que são fundamentais ao modelo: a tração, T , que será a força produzida pelos motores que impulsiona a aeronave; o arrasto, D , que é a força parasita que se opõe ao movimento gerada pela interação da estrutura da aeronave com o ar; a sustentação, L , que é a força perpendicular ao arrasto, fornecida pelas asa; e o peso da aeronave, W , paralelo a sustentação. O ângulo de atitude da aeronave é dado por γ .

O empuxo fornecido pelos motores da aeronave faz com que esta adquira velocidade até que a força de arrasto se equilibre com essa tração. Para as componentes verticais, quando houver um desequilíbrio de forças, a aeronave ganhará ou perderá altitude: se a sustentação for maior que o peso, ela subirá e vice-versa, se forem iguais, a aeronave não sofre mudança de altitude.

Figura 8 – Diagrama de forças na aeronave.



fonte: (SADRAEY, 2017)

Quando a aeronave estiver inclinada em relação a horizontal, isto é, o ângulo de atitude for diferente de zero, as componentes verticais exercerão influência sobre as componentes horizontais, podendo aliviar a necessidade de empuxo em descidas, ou fazer com que seja necessário mais empuxo, no caso da subida.

2.4.1 Subida

A etapa de subida é a que representa o maior consumo de combustível de todas as 3 fases de voo descritas nesse estudo. Isto acontece porque a componente peso da aeronave se contrapõe ao empuxo. Para manter a velocidade ao longo da subida, é necessário mais potência por parte dos motores.

Observado o diagrama de forças da Figura 8, pode-se escrever para as componentes paralelas a trajetória do voo:

$$T - D - W \sin(\gamma) = 0 \quad (34)$$

$$\sin(\gamma) = \frac{T - D}{W} \quad (35)$$

Para os componentes perpendiculares a trajetória do voo, tem-se:

$$L - W \cos(\gamma) = 0 \quad (36)$$

Para as velocidades, verticais e horizontais, faz-se uma aproximação de igual maneira. Conforme o ângulo de atitude muda, há a decomposição da velocidade resultante em duas: a velocidade vertical, também chamada de razão de subida ou *rate of climb* e a velocidade horizontal, usualmente referida como velocidade de voo.

Acoplando o conjunto de equações descritas com a velocidade, temos:

$$V \sin(\gamma) = \frac{TV - DV}{W}, \quad (37)$$

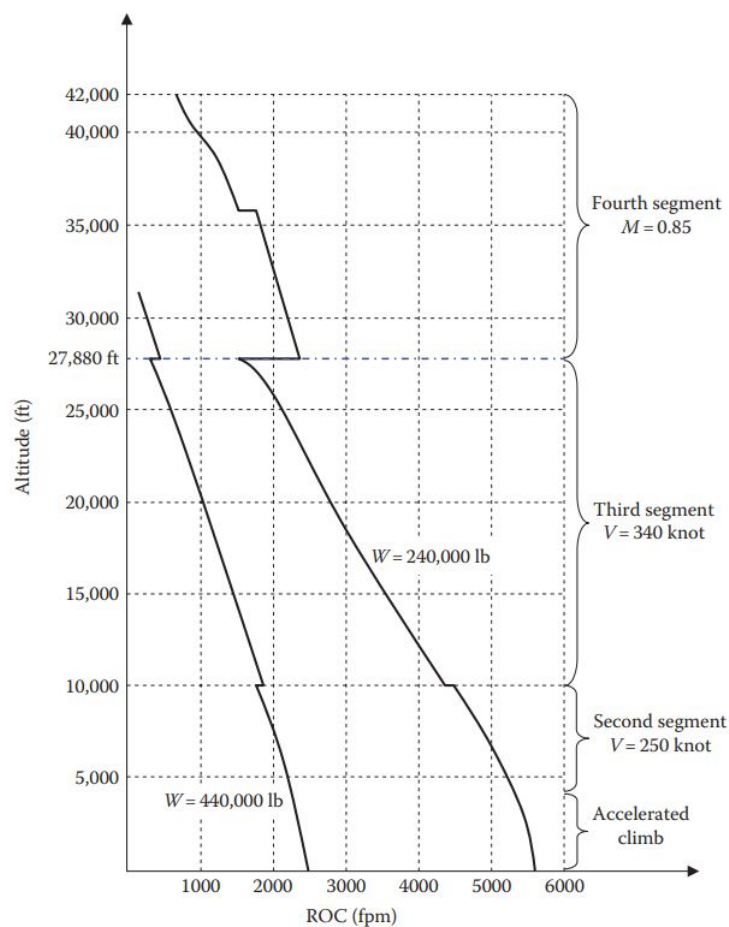
como o produto da força pela velocidade é a potência:

$$V_{sen}(\gamma) = \frac{P_{avail} - P_{req}}{W}. \quad (38)$$

Na relação acima, observa-se que a razão de subida é uma função da potência disponível, P_{avail} e potência requerida, P_{req} . Logo, quanto maior empuxo fornecido, maior será a razão de subida.

Conforme a aeronave ganha altitude, a atmosfera se torna mais rarefeita e fria. É observado na seção 2.1, que ao subir, a pressão bem como a temperatura diminuem. Essa alteração faz com que os motores comecem a encontrar dificuldades para gerar mais empuxo (SHEVELL, 1988). Essa dificuldade fará com que a razão de subida diminua ao longo desse processo, ilustrado na Figura 9.

Figura 9 – Variação da razão de subida pela altitude.



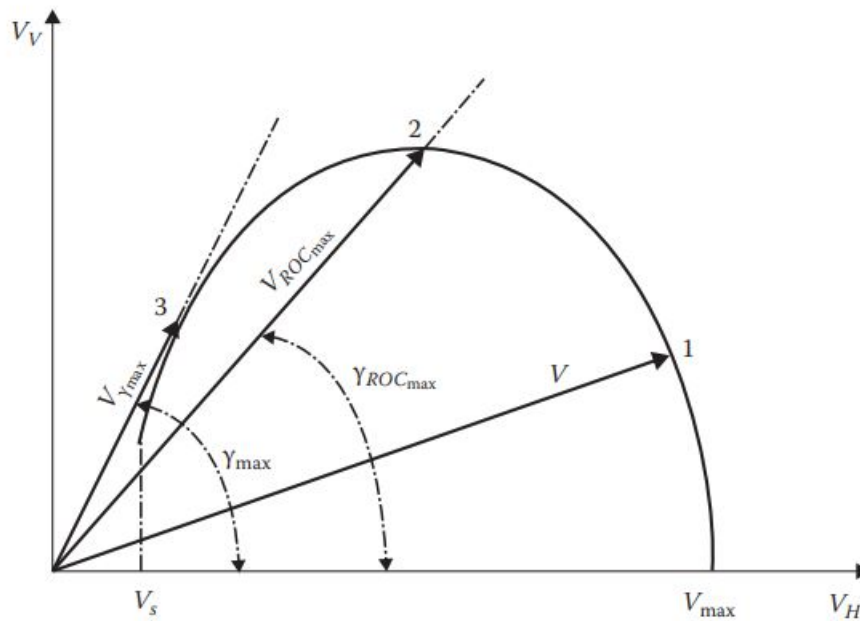
fonte: (SADRAEY, 2017)

De acordo com o Aircraft Performance: An Engineering Approach (SADRAEY, 2017) existem 2 perfis de subida usualmente empregados: a subida mais rápida ou *fastest climb* e a subida mais íngreme ou *steepest climb*. A primeira, oferece para a aeronave o menor tempo de subida das duas, já a segunda o maior ângulo de atitude.

Ao separar as componentes da velocidade em duas, horizontal e vertical, observa-se que para ambos os casos, a componente vertical da velocidade é superior a horizontal. Para o *steepest climb* no entanto, a parcela da velocidade vertical é muito superior a horizontal, quando comparada ao regime

de subida mais rápido. A questão aqui é que o *fastest climb* oferta para a aeronave uma velocidade resultante maior, como observa-se na Figura 10.

Figura 10 – Distribuição das velocidades para os perfis de subida.



fonte: (SADRAEY, 2017)

É necessário escolher qual será o regime adotado pela aeronave. Deve-se levar em consideração que para este estudo em particular, a maneira ideal de subir será a que fornecerá a maior economia de combustível possível. É descrito pelo Aircraft Performance: An Engineering Approach (SADRAEY, 2017), que a subida mais econômica apresenta uma formulação matemática muito semelhante ao *fastest climb*.

Para o método de subida escolhido, é necessário determinar a razão de subida, ROC_{max} , a qual é composta pela velocidade de máxima razão de subida, $V_{ROC_{max}}$, e o ângulo de maior razão de subida: $\gamma_{ROC_{max}}$:

$$ROC_{max} = V_{ROC_{max}} \sin(\gamma_{ROC_{max}}). \quad (39)$$

A velocidade será obtida através de algumas considerações: o ângulo de subida é suficientemente pequeno e é preciso empregar a maior razão de sustentação por arrasto possível, L/D_{max} . Após algumas etapas matemáticas, a solução para o problema é uma equação de quarta ordem. No entanto apenas uma de suas soluções é plausível:

$$V_{ROC_{max}} = \sqrt{\frac{T}{3\rho C d_0 S} \left[1 + \sqrt{1 + \frac{3}{[(L/D)_{max} \frac{T}{W}]^2}} \right]}. \quad (40)$$

Para o ângulo de subida, existem duas abordagens: uma numérica e outra analítica. A numérica passa pelo processo de utilizar a velocidade de subida encontrada na relação acima junto a uma estimativa inicial do ângulo de atitude, $\gamma_{ROC_{max}}$, calcular o arrasto e plugar na equação 35. Ao repetir

estes passos algumas vezes, converge-se para o ângulo de máxima razão de subida. Para a abordagem analítica, implementa-se algumas relações que resultam no seguinte:

$$\gamma_{ROC_{max}} = \text{sen}^{-1} \left[\frac{T}{W} - \frac{\rho V_{ROC_{max}}^2 SC d_0}{2W} - \frac{2KW}{\rho S V_{ROC_{max}}^2} \right]. \quad (41)$$

2.4.1.1 Determinação analítica da altitude mais econômica

Este estudo escolheu uma variedade de altitudes para que se fosse medido o consumo de combustível, e assim determinar qual será a mais econômica. No entanto, existem algumas maneiras analíticas para a determinação da altitude ideal de voo de cruzeiro. Ela é válida apenas para motores a jato e leva em consideração apenas a etapa de cruzeiro, partindo da hipótese de que esta representa quase a totalidade do voo. Esse calculo, fornecerá a densidade relativa a altitude na qual, para os parâmetros de voo fornecidos, apresenta o menor consumo de combustível.

$$\rho_c = \left(\frac{1.155 W \rho_0^{1.2}}{(L/D)_{max} T_{SL}} \right)^{1/1.2}, \quad (42)$$

na qual ρ_c é a densidade da altitude mais econômica para voo, W é o peso da aeronave, ρ_0 é densidade do ar ao nível do mar, $(L/D)_{max}$ é a melhor razão de sustentação-arrasto, e T_{SL} é a tração da aeronave ao nível do mar.

2.4.2 Cruzeiro

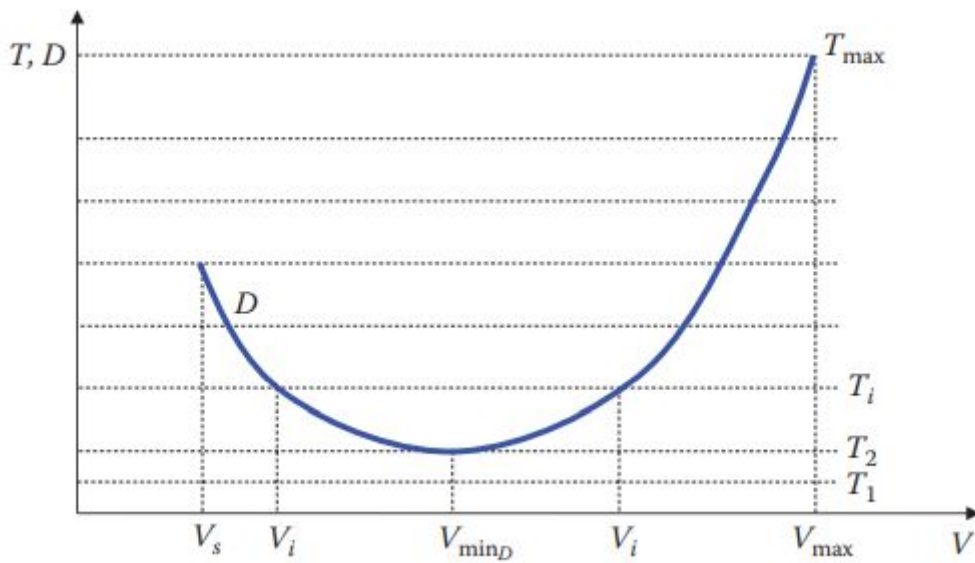
O cruzeiro é definido como o segmento de rota em que a aeronave costuma manter altitude e velocidades praticamente constantes e um ângulo de atitude nulo. Para a maioria das aeronaves civis, o cruzeiro ocupa a maior fração do tempo de voo. Nessa fase, a sustentação é equiparada ao peso, assim não havendo alterações na altitude. Quando a velocidade de cruzeiro é atingida, o equilíbrio entre a tração e o arrasto também são estabelecidos.

As maiores questões em torno do voo de cruzeiro dizem respeito a velocidade. Como arrasto e sustentação variam com o quadrado deste parâmetro e o coeficiente de arrasto costuma apresentar um comportamento parabólico, existem algumas considerações que devem ser feitas para obter a velocidade de cruzeiro desejada. Foram definidos valores fixos para as velocidades de cruzeiro, 230 nós para o turbofan e 175 nós para o turbopropulsor. A Figura 11 ilustra a questão.

Escolher o perfil de cruzeiro mais econômico, assim como na subida, será o ideal. Não obstante, é preciso considerar também que ao longo do voo, combustível é consumido, o que implica na redução de peso da aeronave, como consequência uma alteração do equilíbrio mantido no voo de cruzeiro. Estando a aeronave cada vez mais leve devido ao consumo de combustível, existem 3 abordagens que podem ser tomadas para contornar esse problema: reduzir a velocidade, subir para uma altitude maior ou diminuir o ângulo de ataque da aeronave. A Figura 12 ilustra as 3 alternativas possíveis.

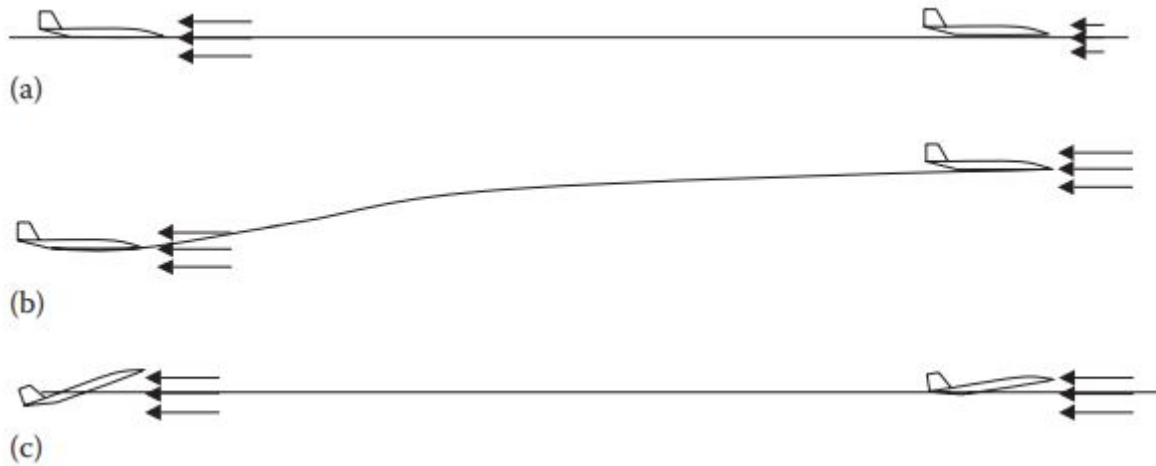
Na aviação civil, a terceira abordagem é a mais utilizada, pois reduzir a velocidade de voo implica em aumentar o tempo de rota e subir de altitude implica na necessidade de comunicação com as equipes em solo para liberação, bem como algumas questões regulatórias, o que seria burocrático.

Figura 11 – Variações do arrasto pela velocidade.



fonte: (SADRAEY, 2017)

Figura 12 – As três opções de cruzeiro.



fonte: (SADRAEY, 2017)

A modelagem do cruzeiro nessa modalidade parte do princípio que a variação do ângulo de ataque da aeronave irá gerar menos sustentação para compensar a perda de peso gradual que ocorre em função do gasto de combustível. A abordagem desse problema pelas bibliografias utilizadas traz o alcance da aeronave, R como uma função do combustível consumido:

$$R = \frac{2V(Cl/Cd)_{max}}{C} \tan \left[\frac{(Cl/Cd)_{max}(W_f/W_1)}{2(Cl/Cd)_{max}(1 - KCl_1(Cl/Cd)_1(W_f/W_1))} \right]. \quad (43)$$

Na equação acima, C representa o consumo específico de combustível da aeronave, W_f é o peso de combustível da aeronave e W_1 é o peso da aeronave no início do cruzeiro.

2.4.3 Descida

A descida da aeronave é a etapa final do voo, na qual a aeronave deve reduzir sua altitude para que possa realizar o pouso. Nesta etapa a aeronave terá um ângulo de atitude negativo, o que implicará numa componente do peso que se contrapõe ao arrasto. Essa mudança faz com que seja exigido pouco ou nenhum esforço por parte dos motores para que seja feita a descida.

O processo de decida da aeronave diferentemente da subida e cruzeiro apresenta poucos perfis para serem escolhidos. Uma delas é o voo planado, nessa modalidade o empuxo produzido pelos motores é zero, e a componente horizontal do peso é responsável por vencer o arrasto produzido. Como não há empuxo necessário, os motores não consomem combustível.

Existem maneiras analíticas para determinar a velocidade e ângulo de planeio para que se possa obter o maior alcance possível, todavia no escopo deste estudo em que se busca simular situações reais de voo, um planeio muito longo seria inviável em uma operação real. Foi então escolhido um ângulo de atitude de -5° , um tipicamente utilizado em voos comerciais (MCCORMICK, 1994). Com este ângulo, todas as descidas analisadas foram no regime planado. A velocidade da aeronave na descida foi mantida constante, a 100 nós.

3 RESULTADOS

As rotas tiveram algumas ressalvas devido ao modelo de subida adotado: não foi possível atingir grandes altitudes em todas as rotas analisadas. O modelo propulsivo, com as limitações de potência para a categoria, não é capaz de fornecer o empuxo necessário para uma subida mais veloz. Assim a distância horizontal percorrida era maior do que da própria rota para níveis de voo acima do demonstrado. Para facilitar a representação das altitudes, foi utilizado o termo *Flight Level*, FL, ele é empregado na aviação para representar a altitude que aeronave voa em pés usando 3 dígitos. Por exemplo, se a aeronave voa a 3000 pés, diz-se que ela voa a FL030; se ela estiver voando a 600 pés de altitude, diz-se que ela voa a FL006. Além disso, empregou-se a descrição da altitude em algumas das figuras em *feet*, ft, que significa pés, em inglês.

As aeronaves carregaram em cada uma das missões uma quantidade diferente de combustível. Essa quantidade foi determinada pelo tamanho da rota, ao realizar alguns testes numéricos em que essas foram percorridas pelo motores carregando diferentes cargas, de modo a obter um valor aproximado com combustível necessário, acrescido de uma reserva que satisfaz os requisitos determinados pela RBAC 121.645. A quantidade de combustível total, pode ser vista na tabela 8.

Tabela 8 – Combustível fornecido para cada uma das missões.

Motor	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
Turbofan	3988kg	4268kg	4518 kg
Turbopropulsor	1250kg	1300kg	1450kg

fonte: Produção do Próprio Autor.

A determinação analítica da altitude ideal para o voo, para o motor turbofan, foi realizada de acordo com a seção 2.4.1.1. Utilizando o ZFW da aeronave, e uma tração de 80kN (ao nível do mar), a altitude ideal para voo encontrada foi de cerca de 25200 pés.

3.1 MISSÃO 1: RIBEIRÃO PRETO - CAMPINAS

Nessa missão de 218 quilômetros, o teto de altitude para o motor turbofan foi de 22000 pés e 13100 pés para o turbopropulsor. O turbofan apresentou uma redução de quase 5% no consumo de combustível entre os níveis de voo FL065 e FL098. Já para a faixa de 13100 pés até 19700 pés, a economia é menor e portanto bem menos significativa. Na faixa de FL197 a FL220 observa-se um incremento no consumo, deixando aqui um marcador de a partir do qual a aeronave deixa de obter ganhos de economia ao voar mais alto. A tabela 9 traz em detalhes o consumo referente a cada nível de voo analisado.

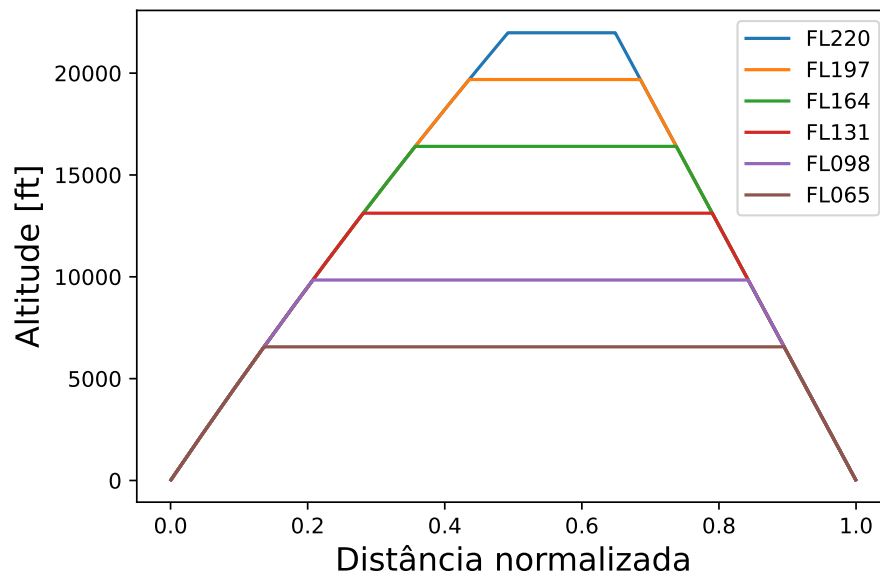
A Figura 13 descreve a altitude de voo pela distância normalizada. Já a Figura 14, Figura 15 e Figura 16 descrevem respectivamente os seguintes parâmetros de voo ao longo do tempo: altitude, empuxo e SFC.

Tabela 9 – Missão 1: Ribeirão Preto - Campinas com turbofan.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	602
9840	575
13100	559
16400	554
19700	554
22000	558

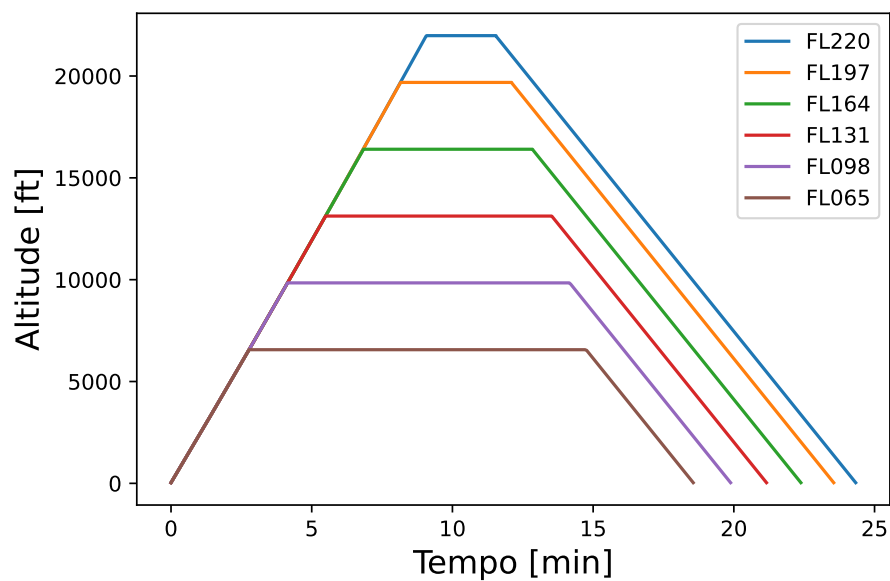
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 13 – Missão 1 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada pela distância total.



fonte: Produção do Próprio Autor.

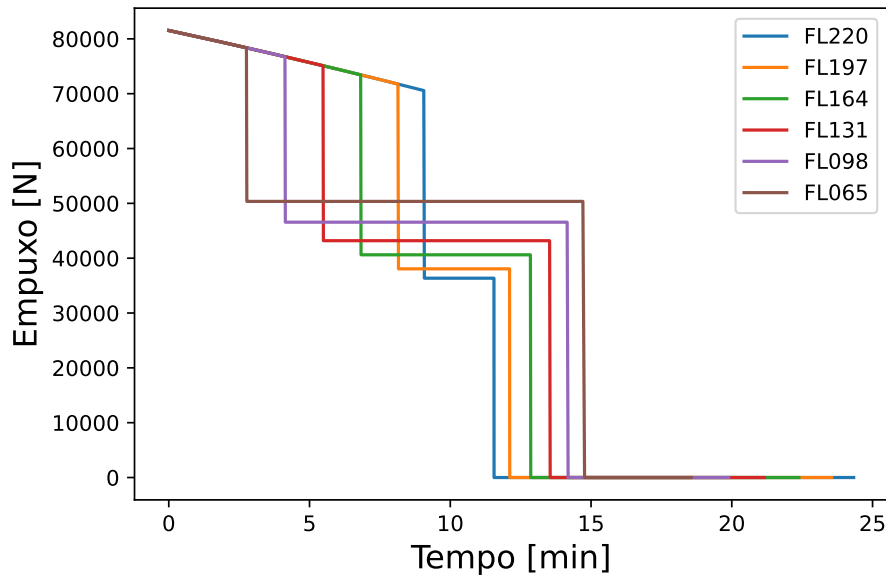
Figura 14 – Missão 1 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Nota-se na Figura 14 que o voo em altitudes maiores, implica em um tempo de voo maior, pois a velocidade ao longo da subida é menor, afinal o motor precisa fornecer força adicional para o ganho de altitude.

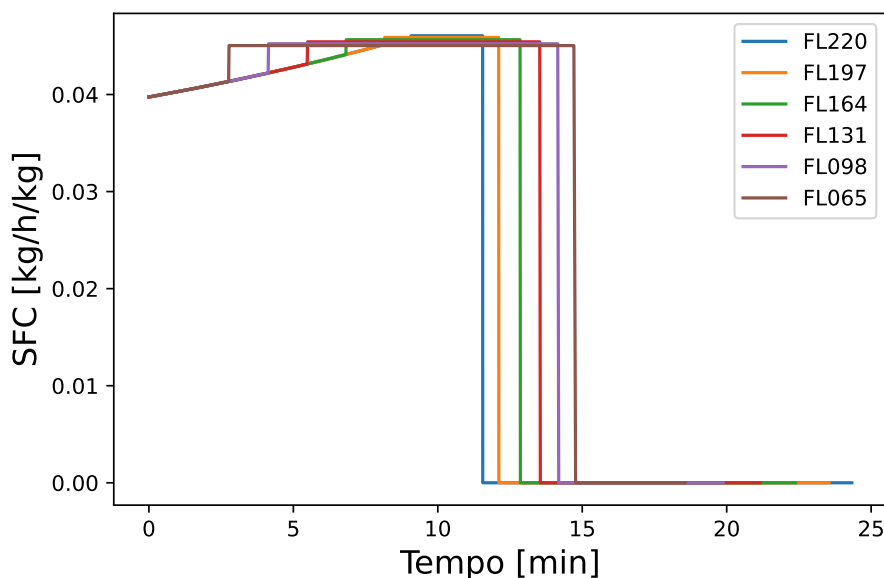
Figura 15 – Missão 1 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Observando a Figura 15, percebe-se que o esforço necessário para a subida é muito maior quando comparado ao voo de cruzeiro, embora este seja feito em maior velocidade. O consumo pode ser visto na Figura 16, denota-se que embora haja uma demanda energética maior por parte dos motores na subida, o voo de cruzeiro é responsável por maior consumo de combustível. Não obstante, pode-se observar que durante a descida, não houve consumo de combustível, pois foi conduzido um regime de planeio.

Figura 16 – Missão 1 - Turbofan: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Para o motor turbopropulsor, a faixa de altitudes analisadas foi menor quando comparada ao do motor turbofan. A potência modelada no modelo propulsivo é inferior naquele tipo de motor, pois sabe-se que a velocidade ótima de operação é substancialmente menor que a do turbofan (ROSKAM, 2000). Observou-se um comportamento de maior economia de até 5% para o voo a 9840 pés, quando comparado ao de 6500 pés. Para o nível de voo FL131, a economia quando comparado a FL098 foi de quase 10%. A tabela 10 descreve o consumo de combustível por faixa de altitude.

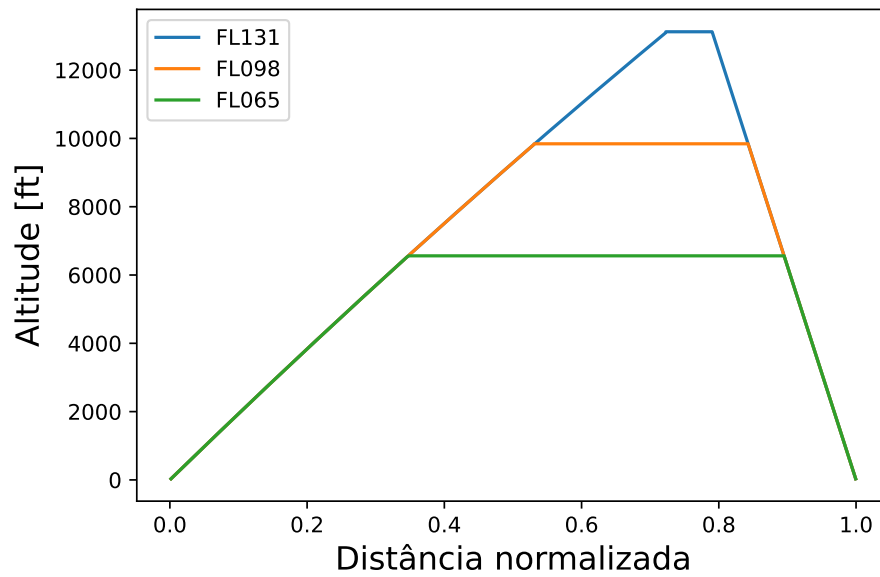
Tabela 10 – Missão 1: Ribeirão Preto - Campinas com turboprop.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	145
9840	138
13100	126

fonte: Produção do Próprio Autor.

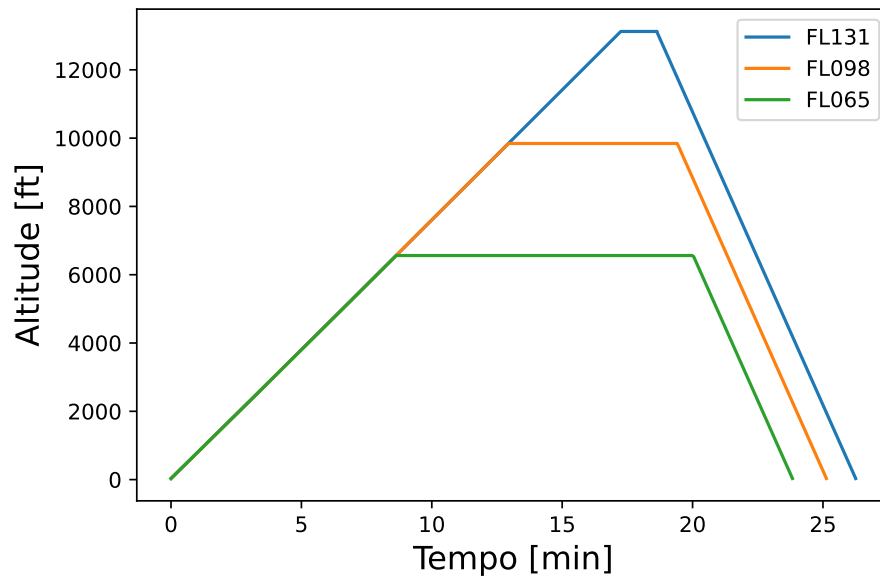
De maneira similar ao motor turbofan, a Figura 17 e a Figura 18, descrevem a altitude de voo por distância de rota percorrida (normalizada). Por sua vez, a Figura 19 e a Figura 20 descrevem respectivamente os seguintes parâmetros de voo ao longo do tempo: altitude, empuxo e SFC.

Figura 17 – Missão 1 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.



fonte: Produção do Próprio Autor.

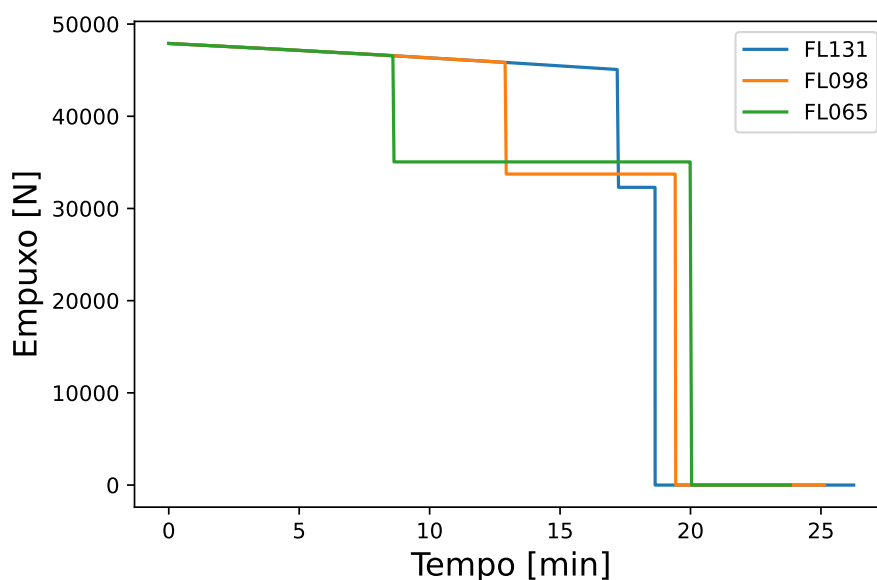
Figura 18 – Missão 1 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

A Figura 19 ilustra um empuxo menor nas fases de subida e cruzeiro quando comparada ao motor turbofan, na Figura 15, isso ocorre pois os motores turbopropulsores possuem menor eficiência ao voar em velocidades maiores, então foi limitado sua potência para que as velocidades de cada etapa de voo não seja extrapolada.

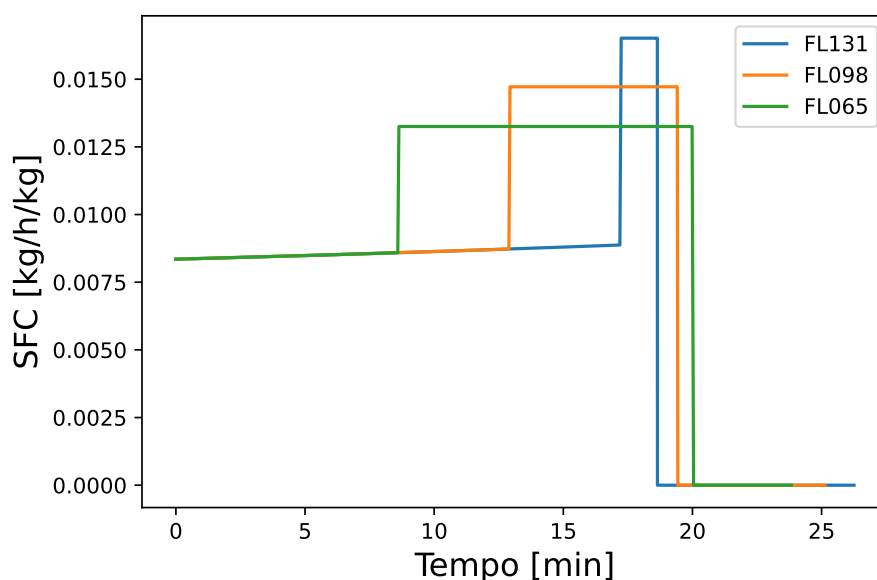
Figura 19 – Missão 1 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Como esperado, o consumo do motor turbopropulsor, apresentado na Figura 20 é muito menor quando comparado ao do turbofan, na Figura 16. Um ganho abrupto do consumo ocorre no motor turbopropulsor devido ao aumento da velocidade de cruzeiro quando comparado a de subida.

Figura 20 – Missão 1 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

3.2 MISSÃO 2: RIBEIRÃO PRETO - SÃO PAULO

Na segunda missão, a aeronave percorreu uma distância de 299 quilômetros. A faixa de altitude analisada para o motor turbofan foi idêntica ao da primeira missão, todavia houve o aumento de um nível de voo analisado para o motor turbopropulsor, pois a distância da rota agora é maior. O mesmo

não foi feito para o motor turbofan, pois acima do nível de voo FL230, a etapa de descida, com o ângulo de atitude adotado, deixa de ser em regime planado.

Um comportamento muito similar ao da primeira missão é observado para o motor turbofan. O nível de voo FL098 apresentou uma economia de aproximadamente 5% quando comparado ao FL065. As demais altitudes apresentaram uma economia proporcional a aquela encontrada na primeira. Diferentemente da primeira missão, observou-se que o nível de voo FL220 não há um aumento de consumo quando comparado ao nível de voo anterior, todavia, ainda sim ao voar a FL230 ocorre um aumento expressivo do consumo, relatado na seção 2.6. A tabela 11 traz em detalhes o consumo do turbofan pela altitude de voo.

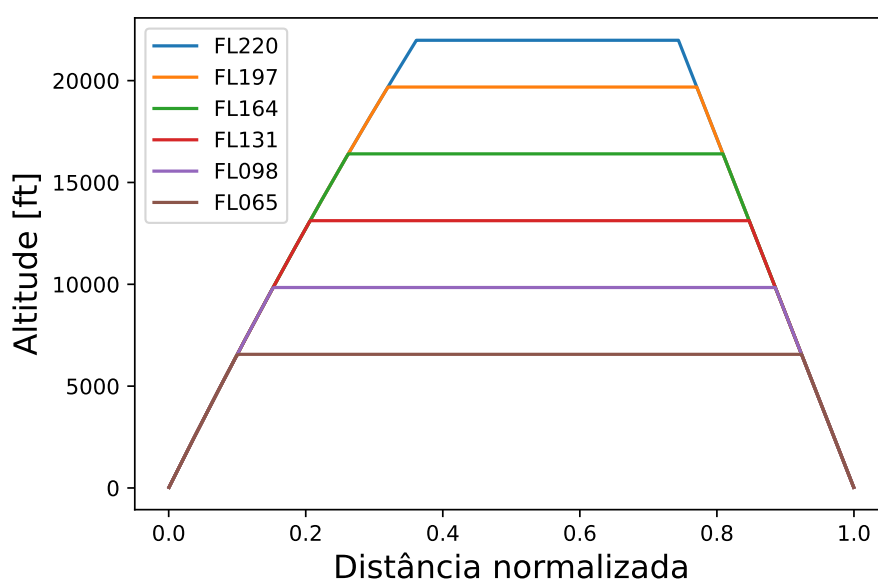
Tabela 11 – Missão 2: Ribeirão Preto - São Paulo com turbofan.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	825
9840	782
13100	754
16400	736
19700	727
22000	724

fonte: Produção do Próprio Autor.

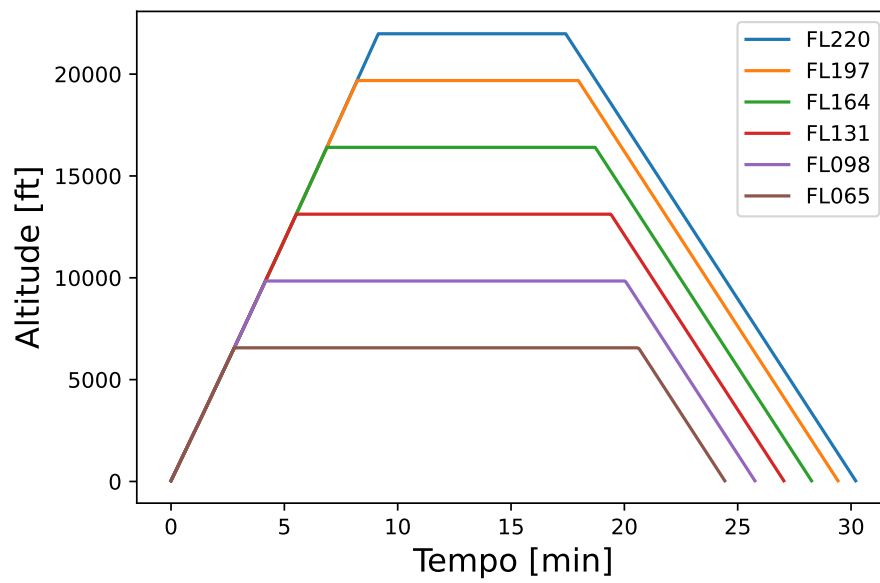
a Figura 21 descreve a altitude pela distância da rota normalizada. Por sua vez, a Figura 22, Figura 23 e Figura 24 trazem respectivamente: a altitude, empuxo e SFC ao longo do tempo de voo. As análises trazidas aqui, são idênticas a aquelas conduzidas para a missão 1.

Figura 21 – Missão 2 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada pela distância total.



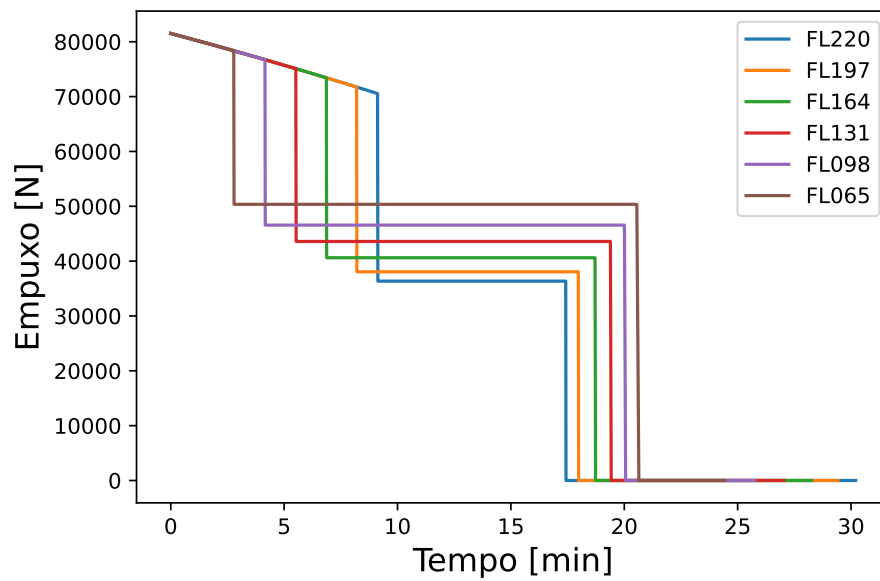
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 22 – Missão 2 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.



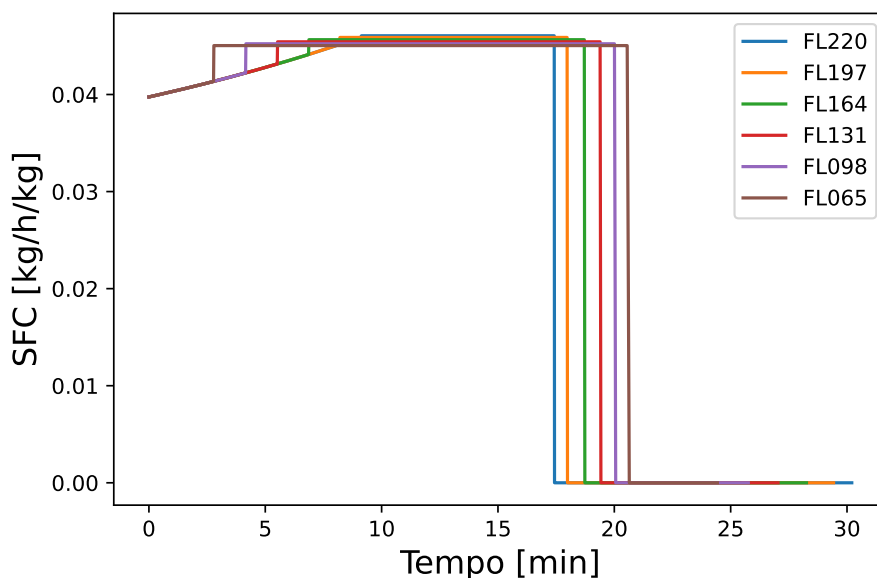
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 23 – Missão 2 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 24 – Missão 2 - Turbofan: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

O motor turbopropulsor, por sua vez, apresentou uma economia ao operar em altitudes maiores. A altitude mais econômica foi a de 13100 pés. Esse nível de voo mais alto, ofereceu uma economia de aproximadamente 9% em relação ao voo a 16400 pés. A tabela 12 traz uma análise comparativa dos valores de consumo.

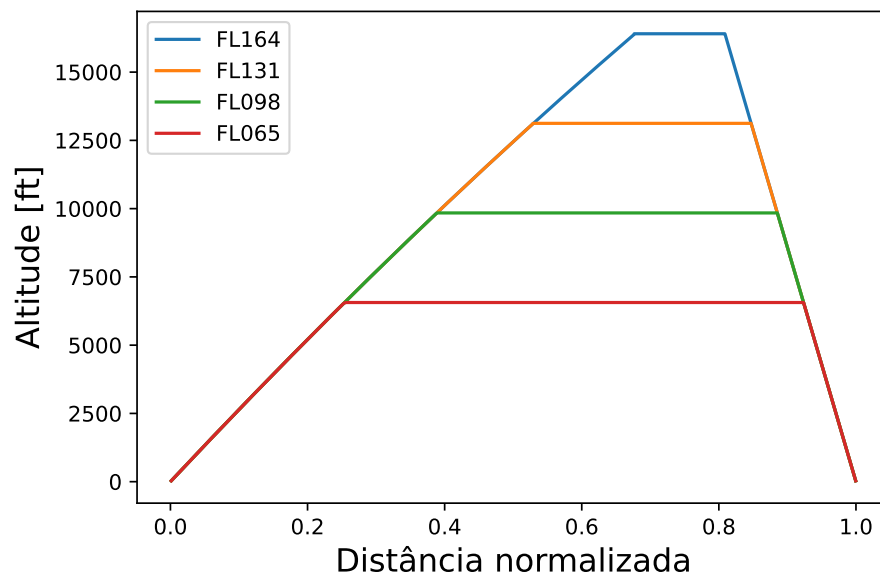
Tabela 12 – Missão 2: Ribeirão Preto - São Paulo com turboprop.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	204
9840	202
13100	195
16400	179

fonte: Produção do Próprio Autor.

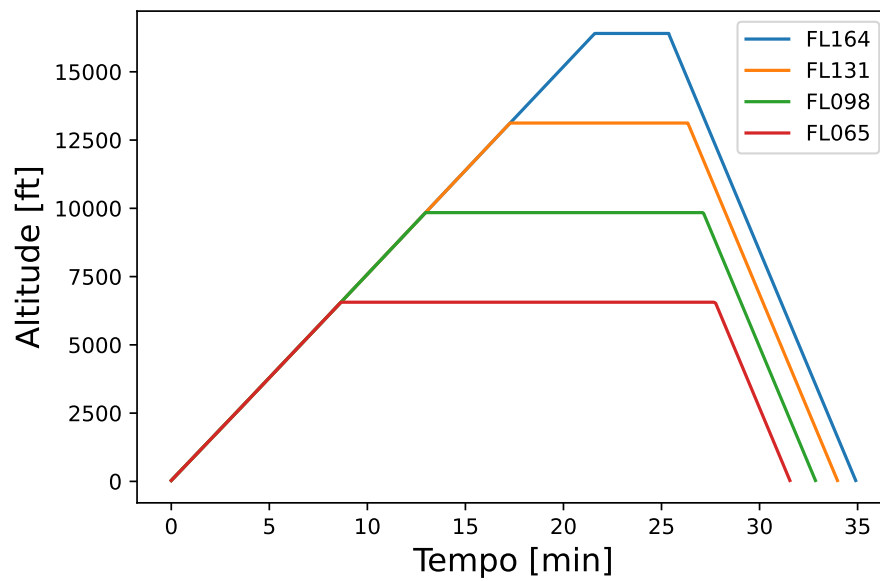
A Figura 25 traz a altitude pela distância da rota normalizada, a Figura 26, Figura 27 e Figura 28 demonstram: a altitude, empuxo e SFC pelo tempo de voo. Os resultados aqui são de similar maneira a missão 1.

Figura 25 – Missão 2 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.



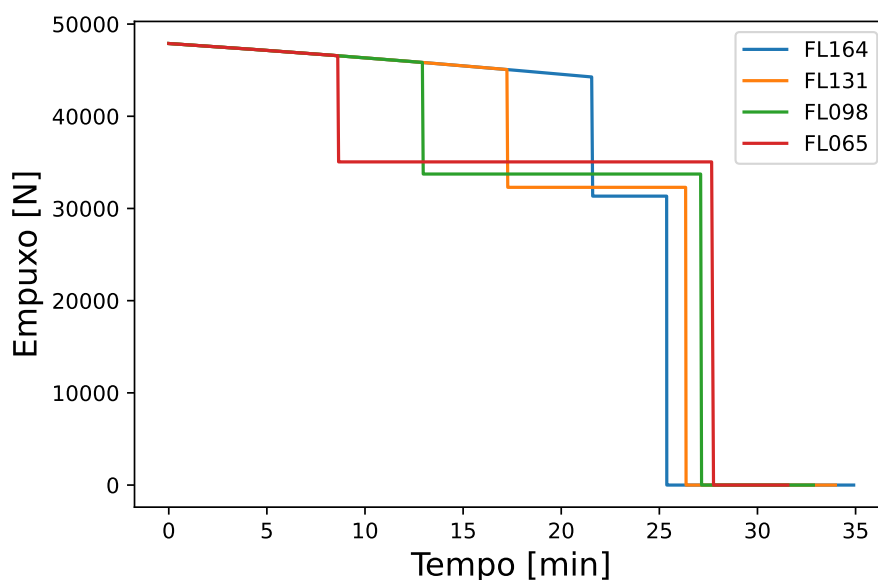
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 26 – Missão 2 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.



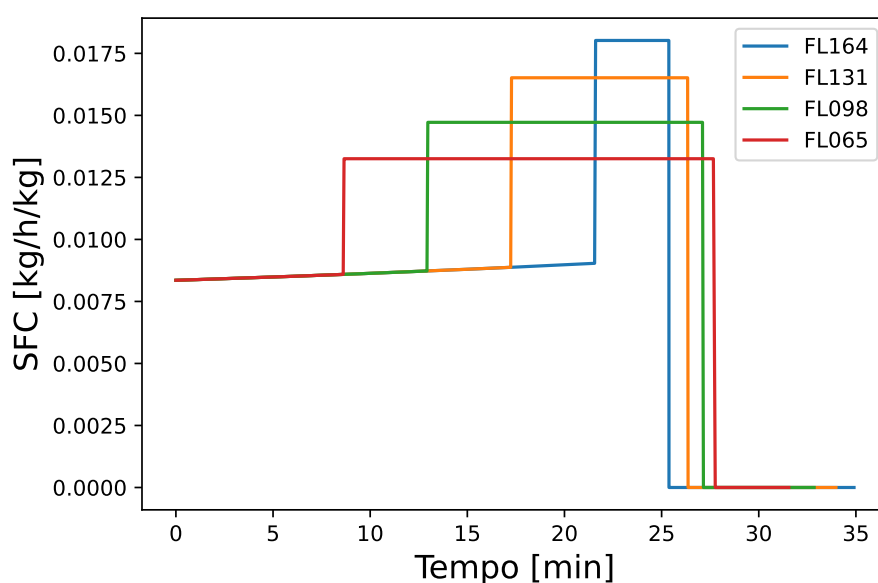
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 27 – Missão 2 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 28 – Missão 2 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

3.3 MISSÃO 3: PORTO SEGURO - SALVADOR

Na missão 3, a distância percorrida foi a maior das duas missões: 399 quilômetros. De maneira parecida ao que aconteceu na missão 2, foi possível adotar um nível de voo a mais para o modelo turbopropulsor. Para este, notou-se novamente a economia progressiva ao longo das altitudes maiores, sendo a maior dela a mais econômica: 19700 pés. A tabela 13 traz o comparativo de consumo ao longo dos níveis de voos.

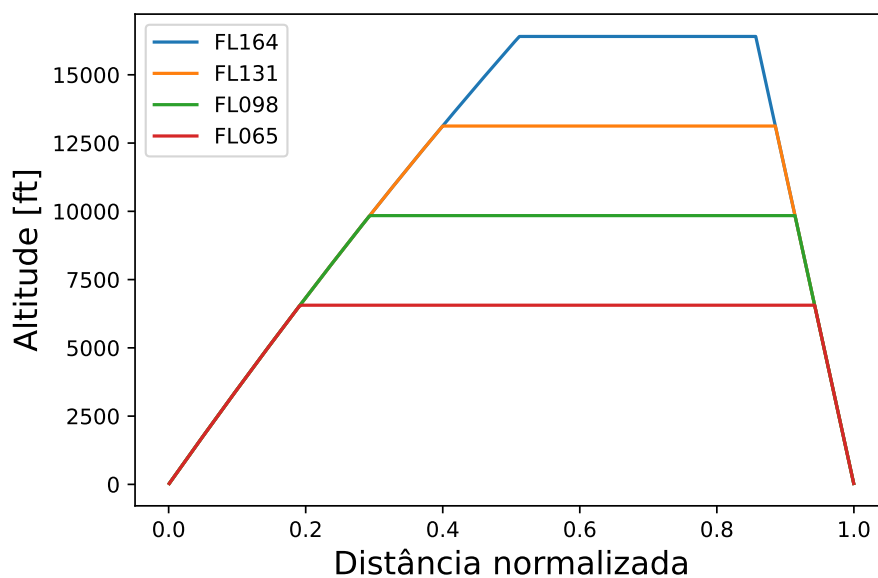
Tabela 13 – Missão 3: Porto Seguro - Salvador com turboprop.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	277
9840	280
13100	278
16400	268
19700	248

fonte: Produção do Próprio Autor.

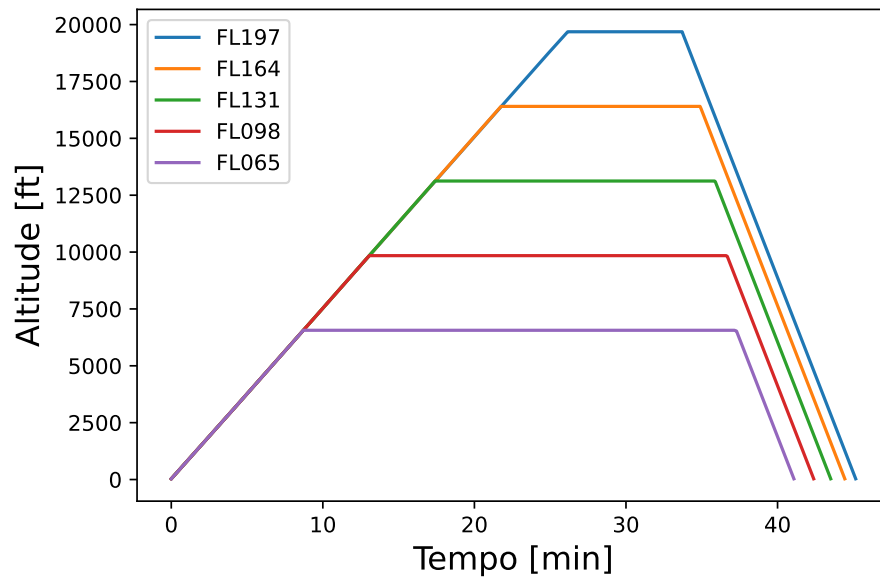
A Figura 30, Figura 31 e Figura 32 trazem: a altitude, empuxo e SFC pelo tempo de voo. Por sua vez, a Figura 29 traz a altitude de voo pela distância da rota normalizada pela distância total. O resultado da análise para essa missão, é similar ao trazido para as missões 1 e 2.

Figura 29 – Missão 3 - Turbopropulsor: Altitude por distância de rota normalizada.



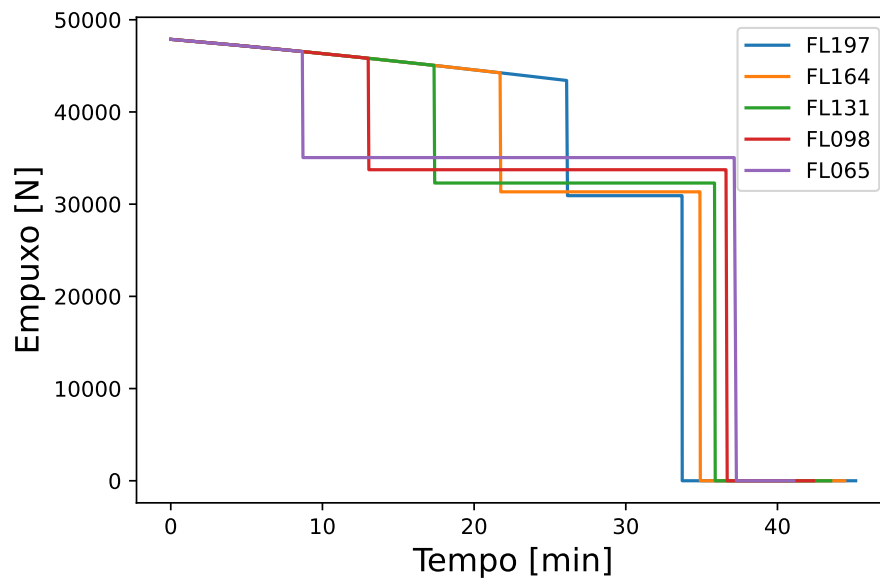
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 30 – Missão 3 - Turbopropulsor: Altitude por tempo de voo.



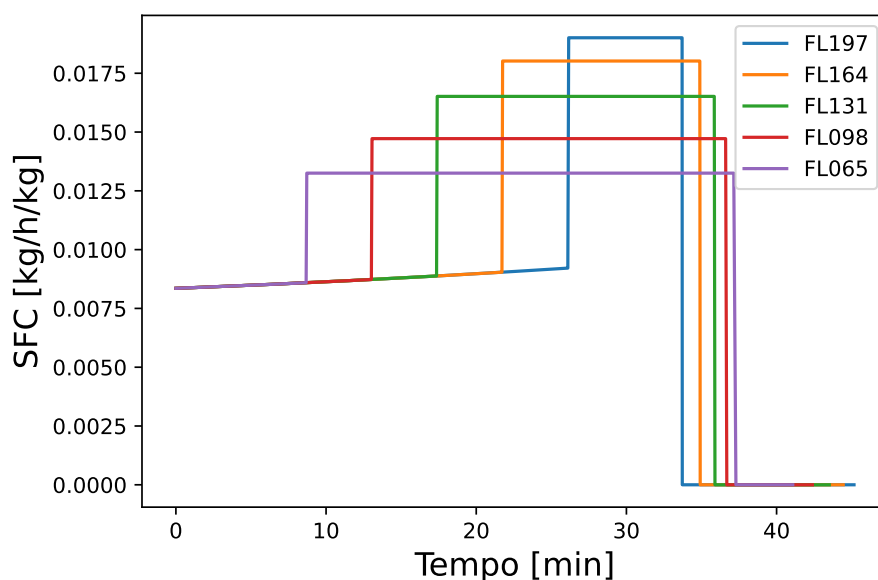
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 31 – Missão 3 - Turbopropulsor: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 32 – Missão 3 - Turbopropulsor: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

O motor turbofan apresentou também a mesma tendência de consumo das missões 1 e 2. Para o turbofan, no entanto, como o consumo continuo aumentando expressivamente nos níveis maiores a FL220, optou-se por não contabiliza-los. O comparativo de consumo ao longo da altitude é trazido pela tabela 14.

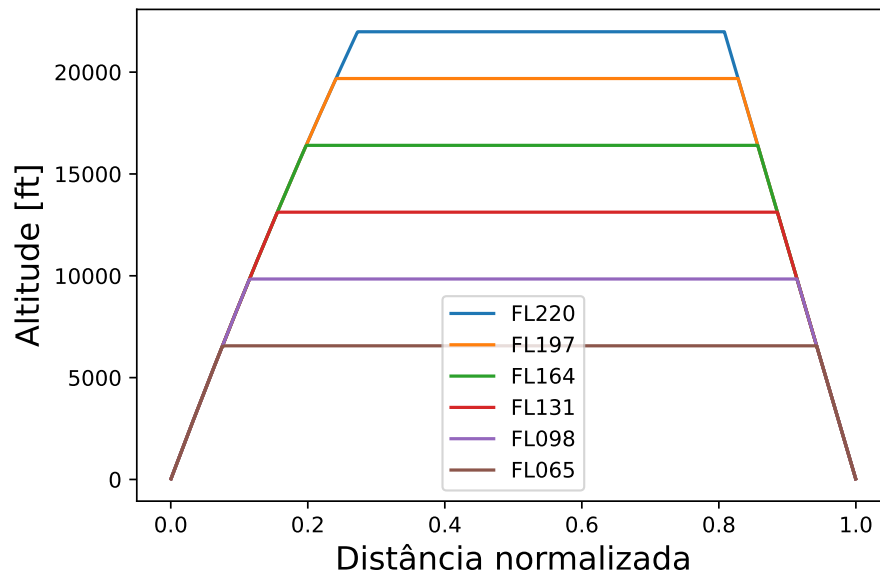
Tabela 14 – Missão 3: Porto Seguro - Salvador com turbofan.

Altitude [pés]	Consumo [kg]
6500	1099
9840	1038
13100	992
16400	959
19700	938
22000	929

fonte: Produção do Próprio Autor.

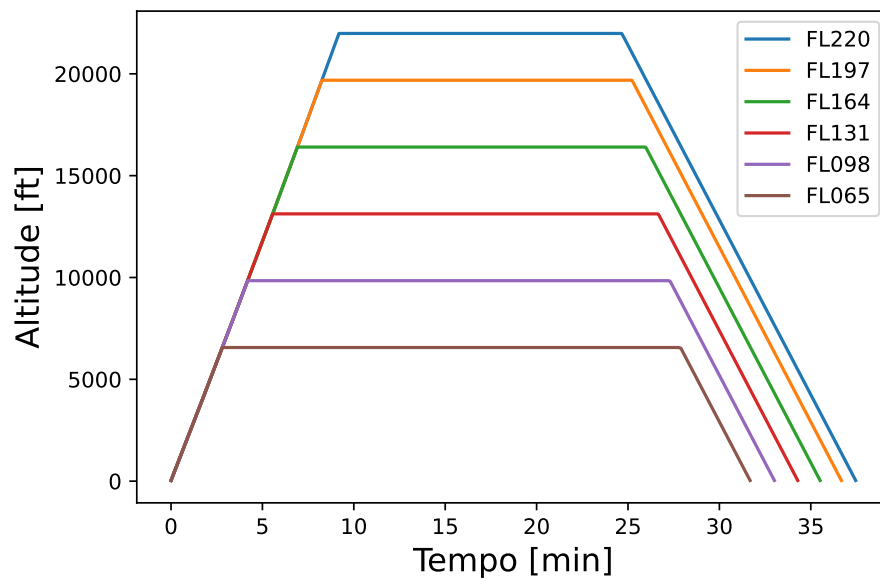
A Figura 34, Figura 35 e Figura 36 representam: a altitude, empuxo e SFC por tempo de voo. A Figura 33 traz a altitude pela distância da rota normalizada pela distância total. O resultado da análise dessa missão é similar aos da missão 1 e 2.

Figura 33 – Missão 3 - Turbofan: Altitude por distância de rota normalizada.



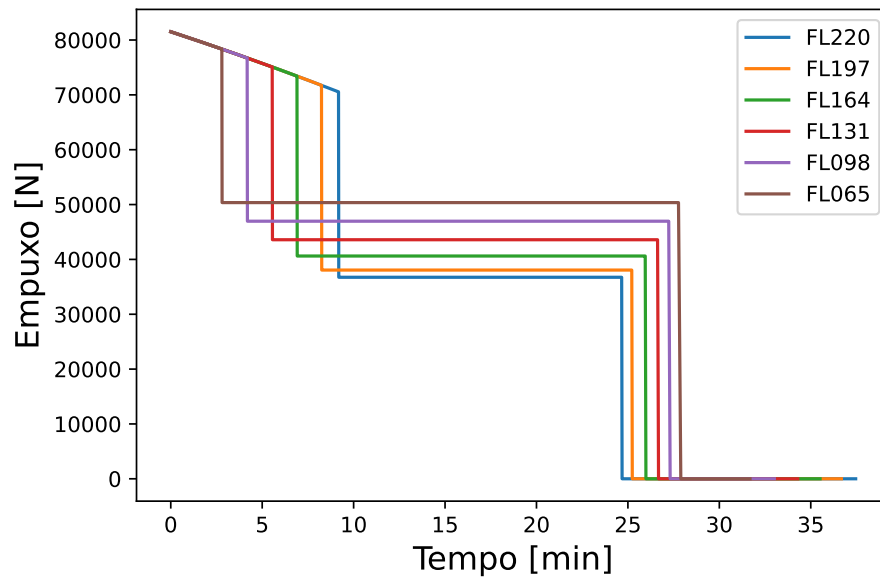
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 34 – Missão 3 - Turbofan: Altitude por tempo de voo.



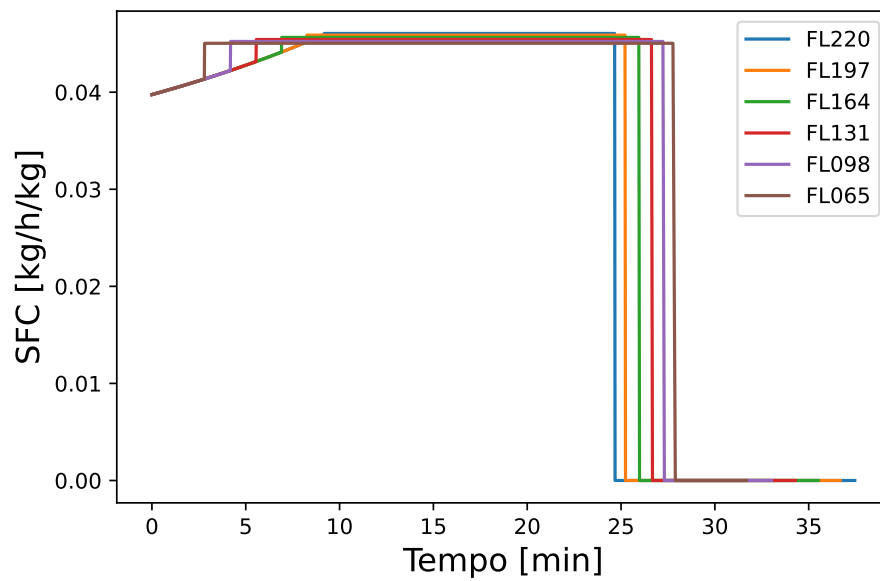
fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 35 – Missão 3 - Turbofan: Empuxo por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

Figura 36 – Missão 3 - Turbofan: SFC por tempo de voo.



fonte: Produção do Próprio Autor.

3.4 ANÁLISE GERAL DAS MISSÕES

Para explorar mais a fundo a economia de combustível observada entre os níveis de voo, foi feita uma comparação entre cada uma das missões. Os valores de economia relativa entre os níveis de voo para o motor turbofan, encontram-se dispostos na tabela 15.

Tabela 15 – Economia relativa entre os níveis de voo para o motor turbofan.

Faixa de Altitude [pés]	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
6500-9840	4.7%	5.5%	5.9%
9840-13100	2.9%	3.7%	4.6%
13100-16400	0.9%	2.4%	4%
16400-19700	0%	1.3%	2.2%
19700-22000	-0.7%	0.4%	1%

fonte: Produção do Próprio Autor.

Pode-se observar, que para o motor turbofan, a economia relativa entre os níveis de voo cresce em conjunto a distância percorrida. Isto é, a eficiência deste motor aumenta com o tamanho da rota. Para o motor turbopropulsor, uma mesma análise foi feita, disposta na tabela 16.

Tabela 16 – Economia relativa entre os níveis de voo para o motor turbopropulsor.

Faixa de Altitude [pés]	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
6500-9840	5%	0.9%	1%
9840-13100	9.5%	3.5%	0.7%
13100-16400	-	8.9%	3.7%
16400-19700	-	-	8%

fonte: Produção do Próprio Autor.

O comportamento observado para o motor turbopropulsor é contrário ao do turbofan: o aumento da distância percorrida diminui a eficiência dos motores.

Observa-se que ao voar em baixas altitudes, o tempo de chegada ao destino é menor. Isso acontece pois voa-se mais tempo em cruzeiro no qual a velocidade é maior, assim passando menos tempo na subida no qual a componente horizontal da velocidade é menor. Para todas as missões operadas pelo turbofan, o tempo economizado entre o voo na maior altitude disponível e a menor, foi pouco significativo: 5 minutos e 46 segundos em todos os casos. O turbopropulsor por sua vez, teve o tempo de voo em cada missão aumentando, mas ainda sim de maneira pouco expressiva chegando a no máximo 4 minutos e 5 segundos, na terceira missão. Outra consideração a ser feita é a diferença de tempo de voo entre os dois tipos de motores. Muito embora o motor turbofan seja capaz de tracionar a aeronave a uma velocidade muito maior que o turbopropulsor, para rotas regionais essa diferença de velocidade mostrou exercer pouca influência no tempo das missões. A tabela 17 ilustra a economia de tempo, ao voar na maior altitude disponível para a missão e a menor.

Tabela 17 – Economia de tempo ao voar na menor e na maior altitude.

Motor	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
Turbofan	5min e 46s	5min e 46s	5min e 46s
Turbopropulsor	2min e 25s	3min e 21s	4min e 5s

fonte: Produção do Próprio Autor.

Ao comparar os voos na menor altitude e na maior, é observado uma diferença de tempo, demonstrada na tabela 17, mas também há um incremento significativo no consumo de combustível,

demonstrado na tabela 18. O aumento no consumo foi significativo e mostrou-se crescente de acordo com o tamanho da rota.

Tabela 18 – Consumo adicional ao voar na menor altitude vs maior altitude disponível.

Motor	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
Turbofan	44kg	101kg	170kg
Turbopropulsor	19kg	25kg	29kg

fonte: Produção do Próprio Autor.

Uma outra perspectiva interessante na análise de consumo é a economia financeira agregada as mudanças de altitude. Utilizando os valores da tabela 18, simulou-se um cenário no qual uma aeronave opera cada uma das rotas 3 vezes por semana ao longo de um ano. Montou-se então a tabela 19 que demonstra o valor economizado, considerando o preço do JET-A1, o combustível que abastece estes motores a $R\$20,55/kg$ (valor aproximado da cotação referente aos meses de abril e maio de 2021).

Tabela 19 – Economia gerada ao longo do ano ao voar na altitude ideal.

Motor	Missão 1 (218km)	Missão 2 (299km)	Missão 3 (399km)
Turbofan	$R\$141.055,20$	$R\$323.785,80$	$R\$544.986,00$
Turbopropulsor	$R\$60.910,20$	$R\$80.145,00$	$R\$92.905,80$

fonte: Produção do Próprio Autor.

4 CONCLUSÃO

Este estudo teve como premissa principal avaliar o desempenho de um motor turbofan em rotas regionais. É dito na indústria que esse tipo de motor é mais eficiente em grandes rotas, já que voa em altitudes maiores fazendo com que a aeronave sofra menos com arrasto e portanto seja mais econômica. Ao investigar mais a fundo foi possível constatar não apenas o viés econômico relativo ao consumo de combustível, mas também relativo a outros aspectos que serão discutidos a seguir.

Em relação ao consumo de combustível, não há viabilidade do uso do motor turbofan nas missões propostas. Ainda na rota mais longa analisada, Porto Seguro - Salvador, o motor turbopropulsor foi muito mais eficiente. Apesar deste resultado, vale observar e destacar que a eficiência do motor turbofan aumentou com a distância. Esse fator corrobora com a ideia deste tipo de motor ser empregado em rotas maiores, mas não é o ideal para as pequenas. As análises para diferentes altitudes indicaram que via de regra, quanto maior o nível de voo, maior a economia. Isso pode ser observado em todos os voos do motor turbopropulsor e quase em todos do motor turbofan. Foi identificado também que a altitude ideal de voo calculada de maneira analítica estava próxima do teto calculado para as missões, porém não foi possível alcançá-la ao longo das missões, devido ao tamanho da rota e restrições de voo planado ao longo da descida.

Em relação ao tempo de voo, é possível perceber que há um aumento no tempo de voo quando rotas maiores são percorridas. Esse comportamento acontece pois a velocidade que a aeronave sobe é inferior a de cruzeiro. Portanto, quanto mais tempo a aeronave passar em cruzeiro, menor será o tempo necessário para que o avião chegue ao seu destino. Quando comparadas, foi observado que o tempo de percurso ganho ao voar nas menores altitudes, assim passando mais tempo em cruzeiro, é muito pequeno para as rotas analisadas e injustificável perante o aumento significativo de combustível observado.

4.1 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Na indústria aeronáutica existe um apelo muito grande com o propósito de cada equipamento e dispositivo. Foi demonstrado neste estudo que o motor turbofan é ineficiente para rotas curtas e pouco densas, mas isso não faz dele um motor ruim. Existem operações específicas que o tornariam um candidato melhor do que o motor turbopropulsor, e elas são: rotas mais longas ou rotas curtas com alta densidade de passageiros.

Caso fosse necessário transportar mais passageiros, este tipo de motor se tornaria viável nas rotas regionais. O turbopropulsor possui limitações em relação ao empuxo que poderia fornecer para uma aeronave de porte maior. Além disso, uma quantidade maior de passageiros diluiria o valor de consumo por passageiro, tornando a operação mais viável economicamente. Foi observado que ao longo do período de modelagem das missões que há pequenas variações de carga paga pouco influenciam no consumo geral da missão, pois comparado ao peso total da aeronave, o peso dessa carga paga é pequeno.

Para o caso de rotas mais longas, um elemento influenciador é o tempo de voo. Foi visto nas 3 missões que há pouca ou nenhuma diferença no tempo de rota dos dois motores. No entanto, como o motor turbofan é capaz de voar a velocidades muito superiores ao turbopropulsor, estima-se que em rotas maiores, a diferença de tempo torna-se significativa.

5 RECOMENDAÇÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Muito embora este trabalho tenha demonstrado alguns resultados sólidos, para obtê-los foram adotadas algumas hipóteses simplificadoras. O principal motivo é por que a adição dessas características que modelariam o problema de maneira mais exata pouco impactariam o resultado final. Um segundo motivo é pela falta de parâmetros de projetos que via de regra são segredos comerciais e não costumam estar disponíveis para o público, então vê-se necessário fazer algumas adaptações e aproximações.

Com relação a atmosfera ISA, a modelagem feita desconsidera o efeito da umidade do ar, muito embora a literatura utilizada faça pouco uso da umidade nos modelos de desempenho. Outra possibilidade, seria aproximar os valores de temperatura para próximas da região de estudo das rotas. Uma segunda aproximação feita em relação ao modelo atmosférico é a desconsiderar as correntes de ar. O vento, quando soprado a favor ou contra a aeronave pode exercer influência sobre os parâmetros de consumo e tempo de rota. Como esse fator poderia alterar os resultados obtidos e pouco agregaria no valor deste estudo, ele não foi contabilizado.

No tocante aos modelos propulsivos, o modelo turbofan pode contar com valores de eficiência documentado pelos fabricantes, no entanto, o turbopropulsor carece de dados para a calibração. Outro fator a ser ponderado é com relação a modelagem de potência disponível para o turbopropulsor. Foi utilizado como fator limitante a velocidade de voo, foram estimadas as velocidades de subida, cruzeiro e descida e a partir delas, regulado a potência do motor.

Uma outra melhoria seria em relação ao modelo da aeronave. Foram feitas algumas aproximações com relação aos cálculos de atrito e coeficiente de arrasto. Utilizou-se parâmetros do Boeing 757 ao longo da modelagem, que apresenta poucas diferenças em relação ao Boeing 737. Espera-se que usando esse conjunto de parâmetros do próprio Boeing 737, seja possível alcançar valores de consumo mais próximos aos valores reais da aeronave. Um outro detalhe dessa modelagem é que considerou-se a mesma estrutura da aeronave para o motor turbofan e para o turbopropulsor. O que ocorre é que a carenagem que abriga o motor influencia o coeficiente de arrasto e seria interessante fazer esse tipo de modelagem individual.

Com relação as rotas, foi desconsiderado pouso e decolagem, já que existem muitos parâmetros variáveis nessa operação. Um outro ponto é em relação a descida, na qual foi feito um voo planado, onde não há consumo de combustível. Nas operações reais, o motor faz esse trecho da missão com alguma potência para manter os sistemas da aeronave alimentados bem como fornecer um mínimo de empuxo, já que a aeronave não desce com um ângulo de atitude grande. Uma abordagem interessante seria considerar um gasto mínimo de combustível nessa fase, para levar em consideração a alimentação dos sistemas da aeronave.

REFERÊNCIAS

- AIRBUS. **A320 Family - Passenger aircraft - Airbus**. 2021. Disponível em: <<https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a320-family.html>>.
- ANDRIANI, R. Thermodynamic analysis of a turboprop engine with intercooling and heat recovery. **Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences**, v. 54, n. 183, p. 44 – 50, 2011.
- ATR. **ATR 72-600 Aircraft**. 2021. Disponível em: <<https://www.atr-aircraft.com/our-aircraft/atr-72-600/>>.
- BRADY, C. **The Boeing 737 Technical Site**. 2021. Disponível em: <<http://www.b737.org.uk/techspecs/detailed.htm>>.
- BUSINESSINSIDER. **The worlds most popular airline planes boeing and airbus rival models**. 2019. Disponível em: <<https://www.businessinsider.com/airbus-beats-worlds-most-popular-plane-a320-737-2019-11>>.
- EL-SAYED, A. F. **Aircraft Propulsion and Gas Turbine Engines**. Boca Raton, Florida - Estados Unidos: CRC Press, 2017.
- EMBRAER. **Our Aircraft - Embraer**. 2021. Disponível em: <<https://www.embraercommercialaviation.com/our-aircraft/>>.
- MATTINGLY, J. D. **Elements of Propulsion: Gas Turbines and Rockets**. Reston, Virginia - Estados Unidos: AIAA, 2006.
- MCCORMICK, B. W. **Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics**. Hoboken, Nova Hampshire - Estados Unidos: Wiley, 1994.
- MINZNER, R. A. **ARDC model atmosphere**. Boston, Nova York - Estados Unidos: Bedford, 1959.
- ROSKAM, J. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence, Kansas - Estados Unidos: Darcorporation, 2000.
- ROSKAM, J. **Airplane Design Part VIII (Volume 8)**. Lawrence, Kansas - Estados Unidos: Darcorporation, 2015.
- SADRAEY, M. H. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. Boca Raton, Florida - Estados Unidos: CRC Press, 2017.
- SHEVELL, R. S. **Fundamentals of Flight**. Strand, Londres - Reino Unido: Pearson, 1988.
- SIMPLEFLYING. **The Top 5 Most Produced Commercial Aircraft In History**. 2020. Disponível em: <<https://simpleflying.com/the-top-5-most-produced-commercial-aircraft-in-history/>>.