

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACIAL

Nícolas Winckler Musskopf

**EFEITOS NO CONSUMO DE COMBUSTÍVEL E EMISSÃO DE
POLUENTES PELO USO DE ALTITUDE VARIÁVEL DURANTE O VOO
DE CRUZEIRO**

Santa Maria, RS
2020

Nícolás Winckler Musskopf

**EFEITOS NO CONSUMO DE COMBUSTÍVEL E EMISSÃO DE POLUENTES PELO USO
DE ALTITUDE VARIÁVEL DURANTE O VOO DE CRUZEIRO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**. Defesa realizada por videoconferência.

ORIENTADOR: Prof. André Luís da Silva

Santa Maria, RS
2020

Nícolas Winckler Musskopf

**EFEITOS NO CONSUMO DE COMBUSTÍVEL E EMISSÃO DE POLUENTES PELO USO
DE ALTITUDE VARIÁVEL DURANTE O VOO DE CRUZEIRO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 18 de setembro de 2020:

André Luís da Silva, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

João Felipe de Araújo Martos, Dr. (UFSM)

Marcos Daniel de Freitas Awruch, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS
2020

DEDICATÓRIA

Dedico este trabalho à memória de meu pai, Carlos Muszkopf, que sempre deu seu total e incondicional apoio à minha maior paixão.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente à minha família, em especial à minha mãe e minha irmã, que nunca deixaram de me apoiar e acreditar em mim nas buscas pelos meus objetivos. Agradeço também a todos meus amigos e amigas, cuja convivência trouxe força e alegria mesmo nos momentos mais difíceis. Agradeço a meu orientador, Prof. Dr. André Luís da Silva, pela dedicação e paciência durante a confecção deste trabalho, assim como ao longo de toda graduação. Agradeço à Universidade Federal de Santa Maria, por me prover uma educação gratuita, universal e de qualidade, como vem fazendo há 60 anos. Agradeço à Azul Linhas Aéreas pela disponibilização dos dados e pelo acolhimento na visita realizada. Aos DOVs Flávio Homsí, Hugo Calanzas e Erki Lehto, ao diretor Paulo Fontes, aos Engenheiros Rodrigo Freire e Marcelo Weber, ao supervisor Roberto Candido da Silva e ao meu amigo e coordenador Emerson Bankhardt, sou especialmente grato por toda ajuda, apoio e conhecimento fornecido.

RESUMO

EFEITOS NO CONSUMO DE COMBUSTÍVEL E EMISSÃO DE POLUENTES PELO USO DE ALTITUDE VARIÁVEL DURANTE O VOO DE CRUZEIRO

AUTOR: Nicolás Winckler Musskopf

ORIENTADOR: André Luís da Silva

O aumento do tráfego aéreo, em especial dos voos de baixo custo, em conjunto com o aumento do preço do petróleo e a crescente preocupação com o meio ambiente, fazem com que o setor aeronáutico procure cada vez mais por formas de reduzir o consumo de combustível e, conseqüentemente, a emissão de poluentes. Neste trabalho é estabelecida a base teórica necessária para a modelagem do voo de cruzeiro, de forma a permitir a implementação de rotinas de simulação para voos no regime *Step-Climb* e no regime *Cruise-Climb*. Os modelos aerodinâmico e propulsivo são determinados e validados. Após a realização das simulações, apresentam-se e discutem-se os resultados, avaliando a eficácia do método de altitude variável na redução do consumo e da emissão de poluentes. Os resultados encontrados não são conclusivos, com pequenas diferenças no consumo entre as simulações no regime *Step-Climb* e *Cruise-Climb*. Por fim, apresentam-se sugestões para obtenção dos resultados desejados e para trabalhos futuros.

Palavras-chave: Voo. Cruzeiro. Subida. Altitude. Otimização. Consumo. Poluentes.

ABSTRACT

EFFECTS ON FUEL CONSUMPTION AND AIR POLLUTION EMISSIONS BY USE OF CRUISE CLIMB

AUTHOR: Nicolás Winckler Musskopf

ADVISOR: André Luís da Silva

The growth in air traffic, especially on low-cost flight, combined with the increase in oil prices and the growing concern with environmental impacts, increase the aeronautical sector research for ways to reduce fuel consumption and, consequently, the emission of air pollutants. In this dissertation the theoretical basis necessary to the modelling of the cruise flight is established, making it possible to implement a step-climb and a cruise-climb simulation routine. The aerodynamic and propulsive models are determined and validated. After the simulation is concluded, the results are presented and discussed, evaluating the cruise-climb method efficiency on consumption and pollution reduction. The obtained results are inconclusive, with small differences in consumption between Step-Climb and Cruise-Climb simulations. Finally, suggestions to achieve the desired results and for future studies are presented.

Keywords: Flight. Cruise. Climb. Altitude. Optimization. Consumption. Pollutants.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Detalhamento dos dados de plano de voo.	16
Figura 1.2 – (a) - Altitude ideal para diferentes velocidades e massas; (b) - Altitude de voo pelo tempo.	17
Figura 1.3 – Altitude ideal por peso da aeronave.	18
Figura 1.4 – Efeitos do número de Mach no Alcance.	19
Figura 2.1 – Referencial terrestre.	21
Figura 2.2 – Referencial aerodinâmico.	22
Figura 2.3 – Ângulos de Euler.	23
Figura 2.4 – Principais forças atuantes numa aeronave.	25
Figura 2.5 – Vetor posição de uma aeronave no referencial inercial.	29
Figura 2.6 – Forçamento radiativo dos principais elementos produzidos pela aviação.	32
Figura 2.7 – Métodos de compensação da perda de massa.	33
Figura 2.8 – Separação vertical para aerovias em espaço aéreo RVSM.	38
Figura 3.1 – Ângulo de trajetória na variação de altitude.	45
Figura 4.1 – Nível de voo por tempo para o voo 1.	47
Figura 4.2 – Consumo horário por fixo para o voo 1.	48
Figura 4.3 – Nível de voo por tempo para o voo 2.	49
Figura 4.4 – Consumo horário por fixo para o voo 2.	50
Figura 5.1 – Definição de área de referência para aeronaves da Airbus.	51
Figura 5.2 – Determinação da área de asa por <i>AutoCAD</i>	52
Figura 5.3 – Relação entre Nível de Voo e Consumo Específico.	59
Figura 6.1 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 1 ^a simulação de <i>Step-Climb</i>	62
Figura 6.2 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 1 ^a simulação.	62
Figura 6.3 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 2 ^a simulação de <i>Step-Climb</i>	63
Figura 6.4 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 2 ^a simulação de <i>Step-Climb</i>	64
Figura 6.5 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 1 ^a simulação de <i>Cruise-Climb</i>	65
Figura 6.6 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 1 ^a simulação de <i>Cruise-Climb</i>	65
Figura 6.7 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 2 ^a simulação de <i>Cruise-Climb</i>	66
Figura 6.8 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 2 ^a simulação de <i>Cruise-Climb</i>	67
Figura 6.9 – Relação do arrasto de sustentação nula com número de Mach.	69
Figura 6.10 – Trajetória de voo com métodos combinados para parâmetros do voo 2.	71
Figura A.1 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL350 .	77
Figura A.2 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL370 .	77
Figura A.3 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL390 .	78
Figura A.4 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL350 .	78
Figura A.5 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL370 .	79
Figura A.6 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL390 .	79

Figura A.7 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL400 .	80
Figura B.1 – Consumo horário para o FL350 no voo 1 (sem trechos de subida).	81
Figura B.2 – Consumo horário para o FL370 no voo 1 (sem trechos de subida).	81
Figura B.3 – Consumo horário para o FL390 no voo 1 (sem trechos de subida).	82
Figura B.4 – Consumo médio de cada nível (incluindo trechos de subida) no voo 1. . .	82
Figura B.5 – Consumo horário para o FL350 no voo 2 (sem trechos de subida).	83
Figura B.6 – Consumo horário para o FL370 no voo 2 (sem trechos de subida).	83
Figura B.7 – Consumo horário para o FL390 no voo 2 (sem trechos de subida).	84
Figura B.8 – Consumo horário para o FL400 no voo 2 (sem trechos de subida).	84
Figura B.9 – Consumo médio de cada nível (incluindo trechos de subida) no voo 2. . .	85

LISTA DE QUADROS

Quadro 5.1 – Dados de validação - Voo 1	55
Quadro 5.2 – Dados de validação - Voo 2	56
Quadro 5.3 – Resultados de Consumo	57
Quadro 5.4 – Resultados de C_L	57
Quadro 5.5 – Resultados de SFC	60
Quadro 6.1 – Comparação de Resultados para o Voo 1	69
Quadro 6.2 – Comparação de Resultados para o Voo 2	69
Quadro 6.3 – Comparação de Resultados para o Voo 1	71
Quadro 6.4 – Comparação de Resultados para o Voo 2	71

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

<i>ACASX</i>	<i>Airborne Collision Avoidance System X</i>
<i>ADSB</i>	<i>Automatic Dependent Surveillance-Broadcast</i>
<i>ATC</i>	<i>Air Traffic Control (Controle de Tráfego Aéreo)</i>
<i>CFD</i>	<i>Computer Fluid Dynamics</i>
<i>CO₂</i>	Dióxido de Carbono
<i>DOV</i>	Despachante Operacional de Voo
<i>EASA</i>	<i>European Aviation Safety Agency</i>
<i>Eng.</i>	Engenheiro
<i>EI</i>	<i>Emissions Index</i>
<i>ETOW</i>	<i>Estimated Take-Off Weight (Massa Estimada de Decolagem)</i>
<i>EUROCONTROL</i>	<i>European Organisation for the Safety of Air Navigation</i>
<i>FAA</i>	<i>Federal Aviation Administration</i>
<i>FAR</i>	<i>Federal Aviation Regulations</i>
<i>FL</i>	<i>Flight Level (Nível de Voo)</i>
<i>GPS</i>	<i>Global Positioning System</i>
<i>ISA</i>	<i>International Standard Atmosphere (Atmosfera Padrão Internacional)</i>
<i>NATS</i>	<i>U.K. National Air Traffic Services</i>
<i>NEO</i>	<i>New Engine Option</i>
<i>NO_x</i>	Óxidos de nitrogênio
<i>RVSM</i>	<i>Reduced vertical separation minima (Mínima Redução de Separação Vertical)</i>
<i>TCAS</i>	<i>Traffic Collision Avoidance System</i>
<i>TCC</i>	Trabalho de Conclusão de Curso
<i>TOD</i>	<i>Top of Descent</i>
<i>SFC</i>	<i>specific fuel consumption (Consumo específico de combustível)</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

L	Lift (Força de Sustentação)
P	Força Peso
F	Força Propulsiva
D	Força de Arrasto
V	Velocidade
R	Alcance
H	Altitude
m	Massa
g	Aceleração da Gravidade Terrestre
k	Constante de Arrasto de Induzido
C_{D_0}	Constante de Arrasto de Sustentação Nula
a	Velocidade do Som
C_L	Coeficiente de Sustentação
C_D	Coeficiente de Arrasto
γ	Ângulo de Guinada
Φ	Ângulo de Trajetória
Ψ	Ângulo de Rolamento
γ_a	Constante Adiabática do Ar
R_a	Constante Universal dos Gases
α	Ângulo de Ataque
S	Área de Asa
M	Número de Mach
ρ	Densidade do Ar
T	Temperatura
t	Tempo
β_i	Taxa de Variação Termal
ω	Velocidade Angular

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	14
1.1	MOTIVAÇÃO	14
1.2	DADOS DE PLANO DE VOO	15
1.3	OBJETIVOS	16
1.4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
1.5	ESTRUTURA	20
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	21
2.1	REFERENCIAIS	21
2.2	ÂNGULOS DE EULER	22
2.3	MODELAGEM DA DINÂMICA DE TRANSLAÇÃO	24
2.4	MODELAGEM DA CINEMÁTICA DE TRANSLAÇÃO	28
2.5	MODELAGEM DA DINÂMICA DE MASSA	30
2.5.1	Relação do Empuxo e Altitude	31
2.5.2	Modelagem da Emissão de CO_2 pelo Consumo de Combustível	31
2.5.3	Métodos de Compensação da Perda de Massa	33
2.6	C_L IDEAL	34
2.6.1	C_L Variável para Altitude e Mach Constantes	34
2.6.2	Altitude Variável para C_L e Mach Constantes	36
2.7	VIABILIDADE DO USO DE ALTITUDE VARIÁVEL EM CRUZEIRO	37
3	MODELAGEM DE ROTINAS DE SIMULAÇÃO DE DESEMPENHO	39
3.1	ROTINA DE SIMULAÇÃO DA DINÂMICA DE VOO	39
3.2	ROTINA PARA ALTITUDE CONSTANTE	41
3.2.1	Com uso de C_L qualquer	41
3.2.2	Com uso de C_L ideal	41
3.3	ROTINA PARA ALTITUDE VARIÁVEL EM C_L IDEAL	42
3.3.1	Equilíbrio para Mach constante	42
3.3.2	Rotina Implementada	44
3.4	ROTINA PARA SUBIDA COM MACH CONSTANTE	46
4	ANÁLISE DOS DADOS DE PLANO DE VOO	47
4.1	VOO 1	47
4.2	VOO 2	49
5	MODELOS AERODINÂMICO E PROPULSIVO	51
5.1	MODELO AERODINÂMICO	51
5.1.1	Área de Asa	51
5.1.2	Constantes Aerodinâmicas	52
5.1.3	Constantes para polar de arrasto parabólica simétrica	53
5.1.3.1	<i>Referências Bibliográficas</i>	53
5.1.3.2	<i>Modelo de Análise</i>	54
5.1.3.3	<i>Resultados</i>	54
5.2	MODELO PROPULSIVO	58
6	SIMULAÇÃO E DISCUSSÃO DE RESULTADOS	61
6.1	SIMULAÇÃO DE <i>STEP-CLIMB</i>	61
6.1.1	Primeira Simulação	61
6.1.2	Segunda Simulação	63

6.2	SIMULAÇÃO DE <i>CRUISE-CLIMB</i>	64
6.2.1	Primeira Simulação	64
6.2.2	Segunda Simulação	66
6.3	DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	67
6.4	MÉTODOS COMBINADOS	70
6.4.1	Resultados	70
7	CONCLUSÃO	72
7.1	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS	73
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	74
	APÊNDICE A – RESULTADOS DA SIMULAÇÃO DE VALIDAÇÃO	77
	APÊNDICE B – MÉDIAS DE CONSUMO POR NÍVEL	81

1 INTRODUÇÃO

De modo a introduzir este trabalho, apresenta-se a motivação do mesmo, introduz-se a origem dos dados de análise, apresentam-se os objetivos e a estrutura completa do mesmo.

1.1 MOTIVAÇÃO

Desde sua criação, o transporte aéreo se firmou como meio mais ágil de transporte, possibilitando um rápido desenvolvimento da economia, da tecnologia e da globalização. O aumento na demanda pelo transporte aéreo vem sendo significativo nos últimos anos, com um aumento no número de passageiros em mais de 50% entre 2005 e 2017, somente na Europa (EASA, 2019). Porém, ao mesmo tempo em que a demanda pelo transporte aéreo aumenta, aumentam também a demanda por combustíveis fósseis, elevando preços, e a consciência dos danos ambientais provocados pelo seu uso.

Apesar das novas tecnologias aeronáuticas, como motores elétricos, biocombustíveis, *Blended wing* e outros estudos no setor estarem sendo desenvolvidas, com o intuito de reduzir custos de operação e redução do impacto ambiental, tais tecnologias ainda estão distantes da entrada em uso comercial (National Academies of Sciences, Engineering and Medicine., 2016). A necessidade de reduzir a emissão de poluentes rapidamente e a grande demanda por voos de baixo custo trazem a necessidade do desenvolvimento de soluções mais rápidas, aplicáveis a aeronaves já em produção e serviço.

Conforme McClamroch (2011), o voo de cruzeiro representa a maior parte do voo, ocorrendo quando a velocidade é um vetor constante e horizontal, percorrendo uma trajetória retilínea. Filippone (2006) complementa, informando que o voo de cruzeiro corresponde à fase de voo onde a maior quantidade de combustível é consumida, sendo assim uma fase chave na produtividade e nos custos operacionais das aeronaves. A manutenção do voo horizontal ao longo de todo o trajeto traria, no entanto, uma limitação no desempenho da aeronave, pois manteria a aeronave em altitudes com maior densidade do ar, onde o consequente arrasto também é maior, mesmo quando sua massa permite altitudes mais altas, aumentando assim o consumo.

Jensen e Hansman (2014) estimam que operações fora da altitude ideal podem gerar perdas de até 10% no consumo de combustível, visto que, em média, uma aeronave de corredor único perde 1% de eficiência no consumo para cada 1500 pés de distância da altitude ideal. Já o relatório *Ten Steps to Flight Efficiency* (NATS, 2013), do Serviço Nacional Britânico de Tráfego Aéreo, estima que o consumo pode ser aumentado em até 7% voando-se apenas 2000 pés abaixo da altitude ideal. Deste modo, nota-se claramente a

importância da altitude na economia de combustível. Ao mesmo tempo, a aviação deve ser responsável por até 2,9% de toda concentração de CO_2 na atmosfera até 2050 (SAUSEN; SCHUMANN, 2000). Desta maneira, a redução no consumo de combustível, assim como a consequente redução na emissão de poluentes, no voo de cruzeiro é essencial, tanto no âmbito econômico como ambiental.

O uso de *Step-Climb* para voos em cruzeiro de longa duração é uma das soluções utilizadas atualmente, permitindo que aeronaves mantenham altitude constante apenas até o momento em que seja possível a subida para o próximo nível de voo. Isto, no entanto, é restringido por dois fatores: o desempenho do motor com o aumento da altitude, que também é afetado pela redução da densidade do ar atmosférico, e o controle de tráfego aéreo, que restringe aeronaves a níveis constantes de voo. Dentre estes dois fatores, solucionar a restrição por desempenho exige inovações na indústria de motores, não tendo solução fácil ou rápida. Quanto às restrições de controle de tráfego aéreo, nota-se que esta é uma limitação gerencial e não somente tecnológica, possibilitando, assim, soluções mais simples.

1.2 DADOS DE PLANO DE VOO

De modo a observar na prática a teoria apresentada, assim como embasar os parâmetros de desempenho a serem utilizados nas simulações, validando seus resultados, foram utilizados dois planos de voo detalhados, correspondentes a dois voos entre Campinas e Lisboa, em datas distintas, fornecidos pela *Azul Linhas Aéreas*. Uma das páginas de um dos planos é parcialmente reproduzida na Fig. 1.1, com detalhamento dos principais dados fornecidos.

Figura 1.1 – Detalhamento dos dados de plano de voo.

BORBA	UZ14	350	13	11	48576
S1221.4	W03840.4	024	.82	3519 0142	
Nome do fixo de navegação					
ADOLF	UZ14	350	41	5	48098
S1145.6	W03821.0	025	.82	3478 0147	12488
Distância entre fixos (Milhas Náuticas)					
TOMAS	UZ14	350	29	4	47760
S1120.3	W03807.4	025	.82	3	3826
Combustível remanescente (Kg)					
BUTED	UZ14	370	48	5	47096
S1038.2	W03807.4	025	.82	3402 0156	14490
Combustível consumido (Kg)					
MOXOD	UZ14	370	55	496	46191
S0931.0	W03708.9	035	.82	3325 0205	15395
	051	56	496		

Fonte: Autor.

Ambos os voos foram planejados para serem operados com a aeronave A330-900 (NEO), fabricada pela Airbus, equipada com dois motores da família TRENT 7000, fabricados pela *Rolls Royce*. Esta é uma aeronave de longo alcance e de corredor duplo (*widebody*), comumente utilizada em voos de longa distância.

Apesar do plano de voo também ser uma estimativa simulada computacionalmente, de forma a manter-se a síntese e o fácil entendimento, os dados de plano de voo são chamados de "voo real" ao longo deste trabalho.

1.3 OBJETIVOS

Este trabalho tem como objetivo geral analisar os impactos no consumo de combustível e na emissão de gases poluentes ao retirarem-se as restrições de nível impostas pelo atual sistema de controle de tráfego aéreo, permitindo a manutenção de uma subida gradual e constante durante o voo de cruzeiro (*Cruise-Climb*), de modo que a aeronave permaneça sempre com sua melhor relação velocidade-sustentação-arrasto ($V \left[\frac{L}{D} \right]$) para o método, que trará o maior alcance (SAARLAS, 2007).

Como objetivos específicos, apresentam-se:

- Modelar a cinemática e dinâmica de translação da aeronave no voo de cruzeiro;
- Definir os parâmetros de controle que otimizam o desempenho da aeronave para o voo de cruzeiro tradicional (*Step-Climb*) e *Cruise-Climb*;
- Definir o modelo aerodinâmico e propulsivo da aeronave em estudo;

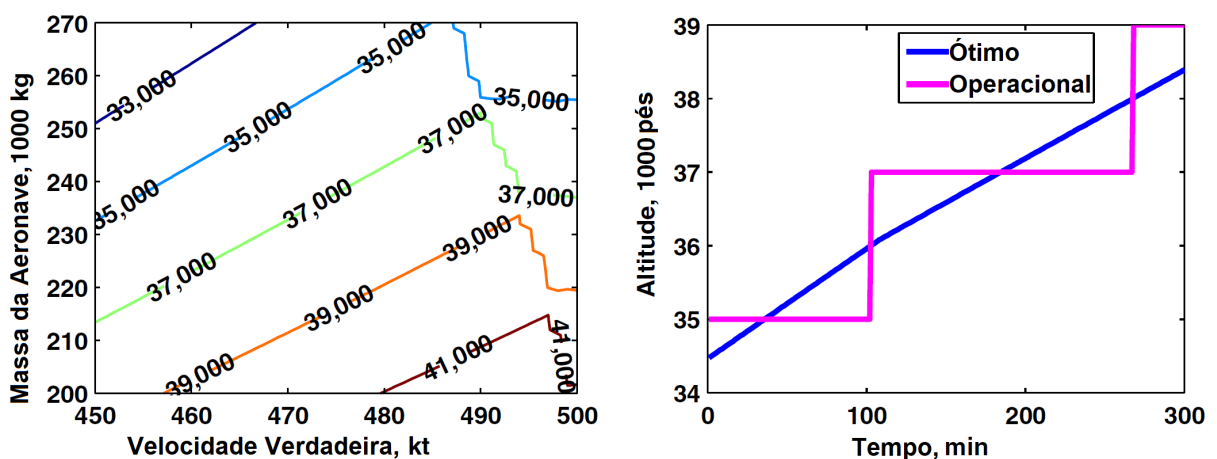
- Validar o modelo aerodinâmico e propulsivo da aeronave em estudo;
- Simular o voo da aeronave no método *Cruise-Climb*;
- Avaliar os efeitos do método implementado.

1.4 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Alguns outros estudos também avaliam o impacto do uso de altitude variável na otimização do alcance. Dentre estes, destacam-se os estudos de Rivas et al. (2010), Ng, Banavar e Grabbe (2014), Jensen e Hansman (2014) e Lovegren (2011).

Ng, Banavar e Grabbe (2014) partem do princípio de equilíbrio de forças constante, com velocidade constante. A partir da relação do consumo específico com a altitude, os mesmos determinam a altitude ideal para a aeronave para cada instante, para uma determinada massa e velocidade, que minimiza o fluxo de combustível, reduzindo assim o consumo. Os parâmetros aerodinâmicos e propulsivos são obtidos do banco de dados da *EUROCONTROL*. Na Fig. 1.2 apresentam-se os perfis de altitude ideal, para diferentes combinações de massa e altitude, e o perfil de altitudes para o trecho em cruzeiro por 5 horas, tanto pelo método *Cruise-Climb* como *Step-Climb*. Ambos gráficos foram elaborados para os parâmetros aerodinâmicos e propulsivos da aeronave *McDonnell Douglas MD-11*.

Figura 1.2 – (a) - Altitude ideal para diferentes velocidades e massas; (b) - Altitude de voo pelo tempo.



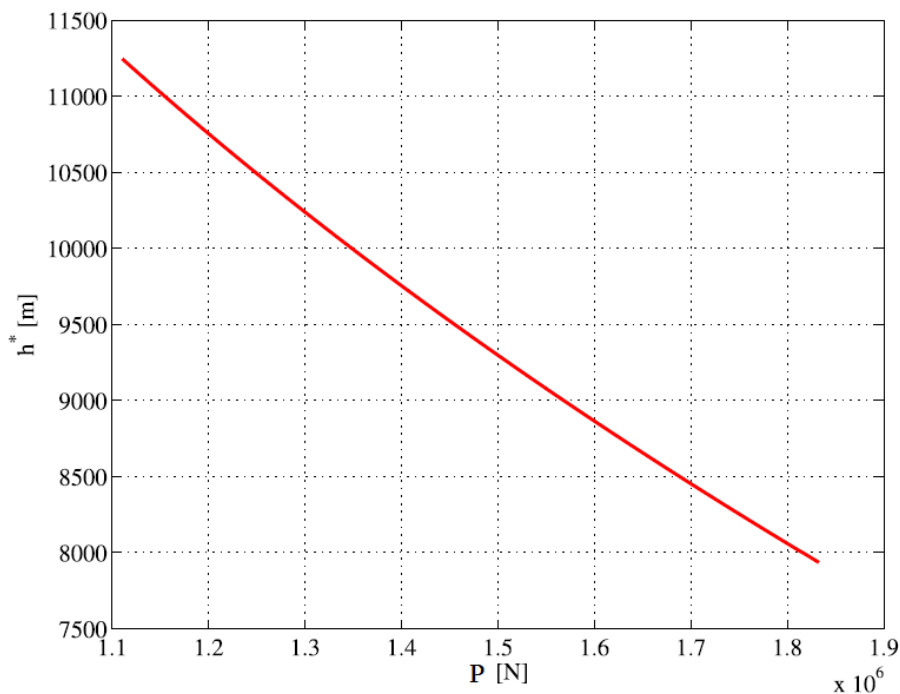
Fonte: Ng, Banavar e Grabbe (2014)

Os mesmos consideram também os efeitos do vento na trajetória e concluem que, para voos internacionais partindo de Anchorage, no Alasca, utilizando-se do método *Cruise-Climb* para a variação de massa e uma trajetória horizontal ideal para os perfis de vento,

são possíveis reduções de até 10% no consumo total. Os mesmos, no entanto, não discretizam o quanto desta redução está relacionada ao perfil horizontal ideal e quanto está relacionada ao método de altitude variável.

Rivas et al. (2010) determinam a função do alcance a partir da definição da cinemática da aeronave, obtendo-se então, por fim, o alcance específico. Os parâmetros de controle ótimos são determinados a partir da derivada parcial do alcance específico em relação ao número de Mach e à razão de pressão. A partir do coeficiente de sustentação ideal para uma aeronave hipotética, os autores avaliam a relação entre a massa da aeronave e a altitude ideal, apresentando novamente um perfil de voo do tipo *Cruise-Climb*, conforme observável na Fig. 1.3.

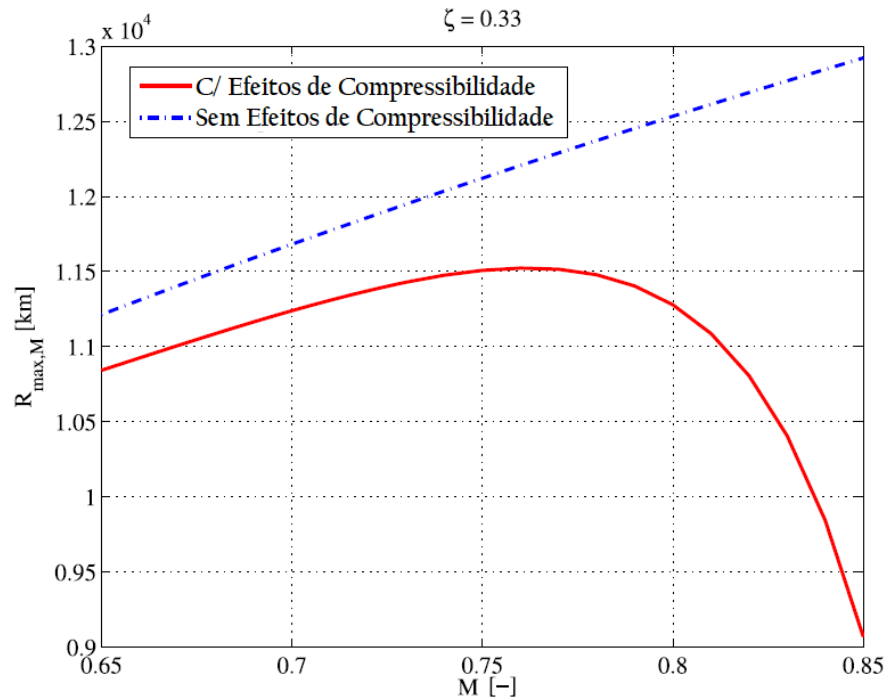
Figura 1.3 – Altitude ideal por peso da aeronave.



Fonte: Rivas et al. (2010)

Os mesmos também avaliam o impacto do número de Mach no alcance, tanto para um modelo aerodinâmico que considere os efeitos de compressibilidade como para um que não os leve em consideração. A relação entre o alcance máximo e o número de Mach é apresentada na Fig. 1.4

Figura 1.4 – Efeitos do número de Mach no Alcance.



Fonte: Rivas et al. (2010)

Os autores concluem que, após o consumo de 77% de uma massa inicial não informada, o alcance pelo uso de altitude variável foi de 98 km maior que pelo uso de altitude constante. Nota-se, no entanto, que o alcance com altitude variável foi de 11.523,00 km, de modo que 98 km representem uma redução de apenas 0,85%.

Já no estudo realizado por Jensen e Hansman (2014), é utilizado o *software* Lissys Piano-X para a determinação da performance de várias aeronaves comerciais em rotas de curta e média distância, comparando rotas reais com diferentes perfis de *Step-Climb* e com o uso de *Cruise-Climb*. Os resultados apontam que o uso de *Cruise-Climb* pode trazer uma redução média de consumo de 1,87%. Lovegren (2011) executa uma análise bastante similar, chegando a resultados próximos dos encontrados por Jensen e Hansman (2014), com uma redução média no consumo de 1,5% para um perfil ideal de altitude, com velocidade restringida, e até 3,48%, com o uso de altitude e velocidades ótimas. Ambas referências atribuem reduções ainda maiores de consumo de combustível com a flexibilização da altitude, permitindo subidas e descidas conforme a posição do ponto ótimo no momento de análise. Este ponto ótimo, a princípio, seguiria o perfil do *cruise climb*, o que apenas não acontece pois os mesmos levam em conta as condições climáticas do momento, que alteram a posição do mesmo.

Nota-se que o uso de *Cruise-Climb* já foi utilizado comercialmente nos voos do *Concorde*. Isto porque, como o mesmo voava muito acima das outras aeronaves comerciais, não havia possibilidade de conflito de tráfego aéreo com outras aeronaves (MCKINLAY;

HEATON; FRANCHI, 1976).

1.5 ESTRUTURA

Este trabalho se estrutura em 7 capítulos.

O primeiro capítulo introduz o trabalho, apresentando sua motivação, os dados de plano de voo usados nas análises, seu objetivo geral e objetivos secundários e, por fim, sua estrutura.

O segundo capítulo apresenta a fundamentação teórica necessária para a realização do trabalho, apresentando os referenciais utilizados na modelagem do problema, o método de mudança de referencial e as modelagens da dinâmica e cinemática de translação da aeronave, assim como a dinâmica de massa. Por fim, é apresentada a dedução matemática necessária para se determinar o parâmetro de controle que proporciona o melhor alcance para cada um dos métodos.

O terceiro capítulo apresenta a modelagem da rotina de programação implementada para a simulação do voo de cruzeiro tradicional, com altitude constante na maior parte do tempo e subidas pontuais (*Step-Climb*), assim como do método de cruzeiro com altitude variável (*Cruise-Climb*).

O quarto capítulo apresenta a análise dos dados brutos de plano de voo, avaliando os dados de consumo ao longo do voo e os relacionando com a teoria apresentada na fundamentação teórica. Apresenta também o tratamento dos dados de forma a permitir sua utilização na rotina de validação do modelo aerodinâmico e propulsivo.

O quinto capítulo apresenta o processo de obtenção do modelo aerodinâmico da aeronave e todos seus parâmetros desconhecidos, necessários para realização da simulação pela rotina apresentada no terceiro capítulo. Também é apresentado o processo de obtenção do modelo propulsivo, em particular o consumo específico (SFC) da aeronave e sua relação com a altitude.

O sexto capítulo apresenta os resultados da simulação em *Step-Climb* e *Cruise-Climb* e discute seus efeitos no consumo. Também é realizada a estimativa de emissão de CO_2 . É avaliado o efeito da velocidade no método e, por fim, são avaliados os efeitos no consumo e emissão de CO_2 pelo uso combinado dos dois métodos estudados.

O sétimo capítulo apresenta as considerações finais e as sugestões para trabalhos futuros.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

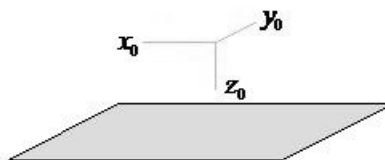
De modo a permitir a simulação de desempenho da aeronave em voo de cruzeiro, é necessário estabelecer os referenciais, o método de mudança de referenciais, as modelagens dinâmica e cinemática da aeronave, a dinâmica de massa da mesma, determinar o parâmetro de controle ideal para cada método de compensação de massa e analisar a viabilidade do uso de métodos diferentes do utilizado como padrão.

2.1 REFERENCIAIS

Inicialmente, é necessário definir os referenciais. Segundo Filippone (2006), existem três referenciais essenciais: o referencial inercial terrestre, indicado pelo subscrito "0"; o referencial aerodinâmico, indicado pelo subscrito "a", e o referencial do vento, que não será utilizado nesta análise pois os efeitos do vento são desconsiderados.

No referencial terrestre, como as altitudes de voo são muito baixas em relação ao raio da Terra, também com baixas velocidades, considera-se a Terra como plana e sem rotação. Esta presunção, no entanto, é válida para períodos curtos de voo, domésticos, e não para voos internacionais, de longa duração, como é o caso estudado (COOK, 2013). No entanto, tratando-se de um estudo preliminar, e aplicando-se o modelo de terra plana em todas as simulações realizadas, é utilizado o modelo de terra plana, facilitando os cálculos. O referencial é representado por três eixos, x_0 , paralelo à superfície da Terra, y_0 , também paralelo à superfície, mas normal a x_0 no sentido horário, e z_0 , perpendicular à superfície e apontando para o centro da Terra. O referencial pode ser visualizado na Fig. 2.1.

Figura 2.1 – Referencial terrestre.



Fonte: da Silva e Paglione (2020)

O referencial aerodinâmico, por sua vez, é baseado no movimento da aeronave e é representado por três eixos; x_a aponta na direção do vetor velocidade da aeronave, y_a está no mesmo plano, normal a x_a no sentido horário e z_a está no plano de simetria longitudinal da aeronave, apontando para baixo. O referencial pode ser visualizado na Fig. 2.2.

Figura 2.2 – Referencial aerodinâmico.



Fonte: Imagem adaptada de Azul/Divulgação

2.2 ÂNGULOS DE EULER

Tendo-se dois sistemas de referência distintos, é necessário estabelecer a relação entre os mesmos, de modo a determinar os parâmetros da aeronave no sistema inercial. Segundo McClamroch (2011), como a aeronave possui três graus de liberdade para rotação, sua atitude pode ser descrita por três ângulos, chamados de ângulos de Euler. Para o caso aeronáutico, estes são definidos como:

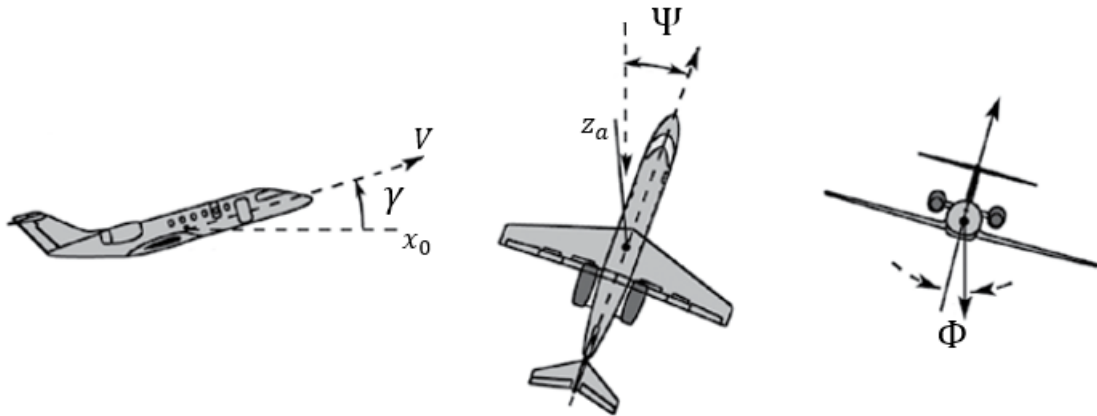
Ângulo de guinada (Ψ): Ângulo que surge com a rotação da aeronave em torno de seu eixo z_0 , sendo positivo ao seguir-se a regra da mão direita.

Ângulo de trajetória (γ): Ângulo que surge com a rotação da aeronave em torno de seu eixo y_Ψ , sendo positivo ao seguir-se a regra da mão direita. Este ângulo relaciona a trajetória da aeronave com a superfície terrestre.

Ângulo de rolamento (Φ): Ângulo que surge com a rotação da aeronave em torno de seu eixo x_a , sendo positivo ao seguir-se a regra da mão direita.

Os três ângulos podem ser visualizados pela Fig. 2.3.

Figura 2.3 – Ângulos de Euler.



Fonte: Adaptado de Kundu, Price e Riordan (2016)

Conforme Cook (2013), a atitude da aeronave no sistema inercial, a partir do sistema aerodinâmico, pode ser determinada pela realização de três rotações sequenciais e independentes. A primeira rotação, em torno do eixo x_a , é dada pelo ângulo de rolamento. Cada rotação pode ser expressa por uma matriz, sendo que a da primeira rotação é chamada de C_1 .

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\Phi) & \text{sen}(\Phi) \\ 0 & -\text{sen}(\Phi) & \cos(\Phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_\gamma \\ y_\gamma \\ z_\gamma \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

A atitude da aeronave, após a primeira rotação, é dada por um referencial intermediário γ . A segunda matriz traz a rotação em torno do eixo y_γ , sendo assim o ângulo γ , e é chamada de C_2 .

$$\begin{bmatrix} x_\gamma \\ y_\gamma \\ z_\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & 0 & -\text{sen}(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\gamma) & 0 & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_\Psi \\ y_\Psi \\ z_\Psi \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

A atitude da aeronave, após a primeira rotação, é dada por um referencial intermediário Ψ . A terceira matriz traz a rotação em torno do eixo z_a , sendo assim o ângulo Ψ , e é chamada de C_3 .

$$\begin{bmatrix} x_\Psi \\ y_\Psi \\ z_\Psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\Psi) & \text{sen}(\Psi) & 0 \\ -\text{sen}(\Psi) & \cos(\Psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

O vetor final no sistema aerodinâmico, a partir do referencial terrestre, é então obtido

através da rotação na sequência 321, dada pela sequência de multiplicação

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = C_1(\Phi)C_2(\gamma)C_3(\Psi) \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

No caso da análise deste trabalho, voo de cruzeiro de longa distância, em geral mantém-se o voo retilíneo e, logo, os ângulos de guinada (Ψ) e rolamento (Φ) são desconsiderados. Assim, as matrizes de rotação C_3 e C_1 , correspondentes à guinada e ao rolamento, respectivamente, se tornam matrizes identidade. Desta maneira, a matriz de transformação se resume ao uso de C_2 , de forma que:

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & 0 & -\text{sen}(\gamma) \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}(\gamma) & 0 & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

A matriz C_2 2.5 é ortogonal e, portanto, tem sua inversa igual à sua transposta, facilitando a mudança de referencial no sentido inverso, simplesmente utilizando-se da transposta.

2.3 MODELAGEM DA DINÂMICA DE TRANSLAÇÃO

Para a simulação da aeronave, é necessário relacionar a força resultante atuante na aeronave com o movimento do centro de massa pelo espaço e tempo. Assim, é necessário determinar as equações que regem a dinâmica e a cinemática de translação da aeronave, de modo a permitir determinar os parâmetros desejados em cada instante de tempo.

Como a dinâmica de translação se baseia no movimento do centro de massa da aeronave, as equações de movimento são deduzidas para o referencial aerodinâmico. Sadraey (2016) define que as 4 principais forças atuantes na aeronave são o Peso (P), a sustentação (L), o arrasto (D) e a força propulsiva (F), como observável na Fig. 2.4.

Figura 2.4 – Principais forças atuantes numa aeronave.



Fonte: Imagem adaptada de Airbus/A. Doumenjou (AZUL... , 2019)

A força peso pode ser facilmente observada no referencial terrestre, pois aponta sempre para o centro da Terra, assim como define-se o eixo z_0 . Logo:

$$\vec{P}_0 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Já o arrasto e a sustentação podem ser mais facilmente apresentadas em relação ao referencial aerodinâmico, pois são forças que dependem do estado da aeronave. O arrasto é sempre contrário ao movimento, ou seja, contrário ao vetor velocidade, que define o eixo x_a . Logo:

$$\vec{D}_a = \begin{bmatrix} -D \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

Sendo que a equação do arrasto (D) é

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.8)$$

onde ρ é a densidade do ar, V a velocidade, S a área de referência da asa e C_D o coeficiente de arrasto global.

A sustentação, por sua vez, é perpendicular à velocidade, no plano de simetria

longitudinal, como define-se o eixo z_a ; porém apontando para cima. Logo:

$$\vec{L}_a = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -L \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

sendo que a equação da sustentação (L) é dada por

$$L = \frac{1}{2}\rho V^2 S C_L \quad (2.10)$$

onde ρ é a densidade do ar, V a velocidade, S a área da asa e C_L o coeficiente de sustentação global.

A força de tração deve então ser definida. Os motores nem sempre estarão alinhados com o vetor velocidade da aeronave, pois a aeronave pode apresentar um ângulo de ataque (α), mantendo assim seus motores inclinados em relação ao escoamento. Além disso, os motores também podem estar fixados à asa com um ângulo em relação à corda da asa, o ângulo de incidência propulsivo, que também pode ser considerado. Para a análise deste trabalho, como o ângulo de incidência propulsivo não é um dado público e, quando existente, é muito baixo, considera-se o mesmo como nulo.

Desta forma, decompondo a força no sistema aerodinâmico, conforme o ângulo de ataque da aeronave, obtém-se:

$$\vec{F}_a = \begin{bmatrix} F \cos(\alpha) \\ 0 \\ -F \sin(\alpha) \end{bmatrix} \quad (2.11)$$

Assim, agregando as forças no sistema aerodinâmico,

$$\vec{D}_a + \vec{L}_a + \vec{F}_a = \begin{bmatrix} F \cos(\alpha) - D \\ 0 \\ -F \sin(\alpha) - L \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

Pela segunda lei de Newton, a taxa de variação do momento translacional linear da aeronave é a soma de forças externas na mesma. Deste modo:

$$\vec{F}_{res} = \frac{d\vec{p}}{dt} = m\dot{\vec{V}} \quad (2.13)$$

A determinação da aceleração ($\dot{\vec{V}}$) deve ser realizada em relação a um referencial inercial que, neste caso, é o referencial terrestre.

Pela matriz de transformação 2.5 é possível determinar a força peso no referencial

aerodinâmico,

$$\vec{P}_a = \begin{bmatrix} -mg\text{sen}(\gamma) \\ 0 \\ mg\text{cos}(\gamma) \end{bmatrix} \quad (2.14)$$

O vetor de forças no sistema aerodinâmico, a partir das Eqs. 2.12 e 2.14, é então:

$$\vec{F}_{res} = \vec{D}_a + \vec{L}_a + \vec{F}_a + \vec{P}_a = \begin{bmatrix} F\text{cos}(\alpha) - D - mg\text{sen}(\gamma) \\ 0 \\ -F\text{sen}(\alpha) - L + mg\text{cos}(\gamma) \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

Tem-se assim o primeiro termo da segunda lei de Newton (Eq. 2.13), sendo ainda necessário determinar a aceleração no referencial aerodinâmico. No entanto, como o referencial aerodinâmico não é inercial, a derivada é dada por

$$\frac{d\vec{V}_a}{dt} = \frac{\delta\vec{V}_a}{\delta t} + \omega_a \times \vec{V}_a \quad (2.16)$$

onde $\frac{\delta}{\delta t}$ é a derivada no sistema girante (aerodinâmico).

Como o vetor velocidade define o eixo x do sistema aerodinâmico, então

$$\vec{V}_a = \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \rightarrow \frac{\delta\vec{V}_a}{\delta t} = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

Já ω_a é a velocidade angular do sistema aerodinâmico, que é a soma vetorial da rotação de cada eixo, isto é, de $\dot{\Phi}$, $\dot{\gamma}$ e $\dot{\Psi}$, no referencial aerodinâmico.

$$\vec{\omega}_a = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_1(\Phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ 0 \end{bmatrix} + C_1(\Phi)C_2(\gamma) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\Psi} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Logo,

$$\vec{\omega}_a = \begin{bmatrix} \dot{\Phi} - \dot{\Psi}\text{sen}(\gamma) \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\Psi}\text{cos}(\gamma) \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

Fazendo o produto vetorial com o vetor velocidade no sistema aerodinâmico tem-se:

$$\vec{\omega}_a \times \vec{V}_a = \begin{bmatrix} 0 \\ V\text{cos}(\gamma)\dot{\Psi} \\ -V\dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (2.20)$$

Tendo-se assim todos os termos da Eq.(2.16), obtém-se:

$$\frac{\delta \vec{V}_a}{\delta t} + \vec{\omega}_a \times \vec{V}_a = \begin{bmatrix} \dot{V} \\ V \cos(\gamma) \dot{\Psi} \\ -V \dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

Este resultado permite também substituir o primeiro e o segundo termo da Eq. (2.13), de modo que

$$\begin{bmatrix} F \cos(\alpha) - D - mg \sin(\gamma) \\ 0 \\ -F \sin(\alpha) - L + mg \cos(\gamma) \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{V} \\ V \cos(\gamma) \dot{\Psi} \\ -V \dot{\gamma} \end{bmatrix} \quad (2.22)$$

Ao isolar-se \dot{V} , $\dot{\gamma}$ e $\dot{\Psi}$,

$$\dot{V} = \frac{-D + F \cos(\alpha) - mg \sin(\gamma)}{m} \quad (2.23)$$

$$\dot{\gamma} = \frac{L - mg \cos(\gamma) + F \sin(\alpha)}{mV} \quad (2.24)$$

$$\dot{\Psi} = 0 \quad (2.25)$$

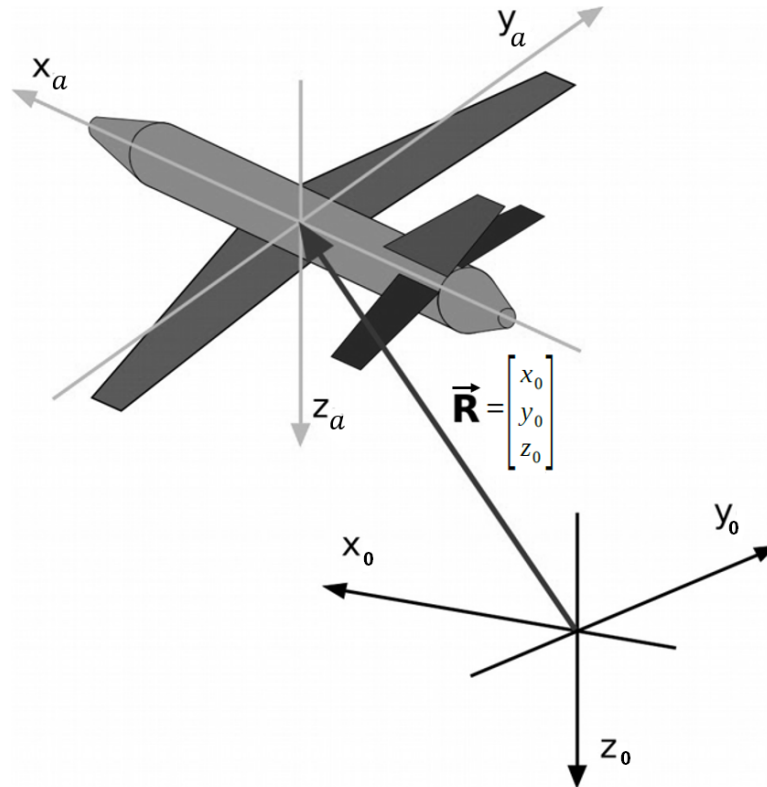
Nota-se que, conforme esperado para as condições de contorno estabelecidas para o voo de cruzeiro, não há variação do ângulo de guinada.

Tem-se assim as duas equações diferenciais que definem a dinâmica de translação de uma aeronave em voo de cruzeiro no plano vertical. No entanto, também é necessário definir as equações de cinemática de translação, que relacionam a trajetória da aeronave e seu vetor velocidade.

2.4 MODELAGEM DA CINEMÁTICA DE TRANSLAÇÃO

Para avaliar a cinemática, é necessário relacionar novamente sistema inercial e aerodinâmico; porém, neste caso, observa-se o movimento da aeronave, através de seu vetor velocidade no sistema aerodinâmico, em relação ao ponto de origem do sistema inercial, em algum local da superfície da Terra. A posição da aeronave, como ponto de massa, em relação à origem é dada por um vetor \vec{R} , como visto na Fig 2.5.

Figura 2.5 – Vetor posição de uma aeronave no referencial inercial.



Fonte: Imagem adaptada de da Silva e Paglione (2020)

Considerando que a distância vertical entre o ponto de massa e a origem é justamente a altitude da aeronave, tem-se que:

$$\vec{R} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ -H \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

A variação do vetor \vec{R} , por sua vez, corresponde à velocidade da aeronave, no sistema inercial. O vetor velocidade no sistema aerodinâmico já foi estabelecido e, no sistema inercial, pode ser determinado pelo uso da matriz de transformação (2.5), de modo que obtém-se

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ -\dot{H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V \cos(\gamma) \\ 0 \\ V \sin(\gamma) \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

A determinação dos parâmetros de estado da aeronave, em último grau, depende da cinemática de translação da aeronave, isto é, como seus parâmetros de altitude e deslocamento variam com o tempo. Nota-se que ambos, altitude e deslocamento, dependem da velocidade (V) e do ângulo de trajetória (γ). Pelas equações da dinâmica de transla-

ção nota-se que ambos parâmetros (V e γ), por sua vez, dependem das forças que agem sobre a aeronave. O arrasto é dependente da velocidade e da sustentação, que, por sua vez, é dependente do coeficiente de sustentação e da própria velocidade; deste modo, dois parâmetros regem toda dinâmica da aeronave, o coeficiente de sustentação (C_L) e a força propulsiva (F) que, no caso da aeronave *turbofan*, é dada pelo empuxo, sendo assim chamados de variáveis de controle. As variáveis que dependem das variáveis de controle são chamadas de variáveis controladas. No entanto, uma força ainda deve ter sua dinâmica analisada, a força peso.

2.5 MODELAGEM DA DINÂMICA DE MASSA

No estudo da dinâmica de translação da aeronave nota-se que, a partir da 2^a lei de Newton, um dos termos que definem a dinâmica da aeronave é a massa. A massa, no entanto, não é constante ao longo do voo, pois o empuxo é gerado através da queima de combustível. Desta forma, parte da massa inicial da aeronave é consumida durante o voo. A título de exemplificação, no voo a ser analisado posteriormente neste trabalho, das 228 toneladas da aeronave no momento da decolagem, 53 toneladas são de combustível. Assim, a variação da massa deve ser levada em consideração na análise da trajetória da aeronave.

O funcionamento de um motor *turbofan* foge ao escopo deste trabalho, mas sua base de funcionamento se baseia na 2^a e 3^a Lei de Newton, gerando uma combustão em alta pressão num volume de ar, que é então acelerado pela exaustão. Desta forma, há uma relação direta entre empuxo e consumo de combustível. Como visto, o empuxo é uma das variáveis de controle da aeronave; desta forma, para determinar a dinâmica da massa da aeronave, é necessário estabelecer uma relação entre a variação de massa e empuxo.

Segundo Roskam e Chuan-Tau (1997), a forma mais comum de comparação entre motores do tipo *turbofan* é através da normalização do consumo de combustível em relação ao empuxo, chamada de consumo específico de combustível (SFC). O consumo específico para motores *turbofan* é dado por:

$$SFC = \frac{\text{Massa de combustvel consumida}}{\text{Tempo} \times \text{Empuxo}} = \frac{\dot{m}_f}{F} \quad (2.28)$$

Desta forma, a taxa de variação da massa da aeronave é dada pelo produto do consumo específico pelo empuxo, de modo que:

$$\dot{m} = -SFC.F \quad (2.29)$$

2.5.1 Relação do Empuxo e Altitude

Como observável na Fig. 2.29, a dinâmica de massa é função da força propulsiva. A força propulsiva, por sua vez, é função da densidade do ar. Conforme a aeronave sobe, a menor densidade do ar reduz a massa de ar acelerada, para um mesmo volume, reduzindo o empuxo. Segundo Anderson (1999), o empuxo decresce com a altitude conforme a seguinte relação,

$$T = T_0 \frac{\rho}{\rho_0} \quad (2.30)$$

onde T_0 é o empuxo ao nível do mar, ρ é a densidade na altitude de voo e ρ_0 é a densidade ao nível do mar.

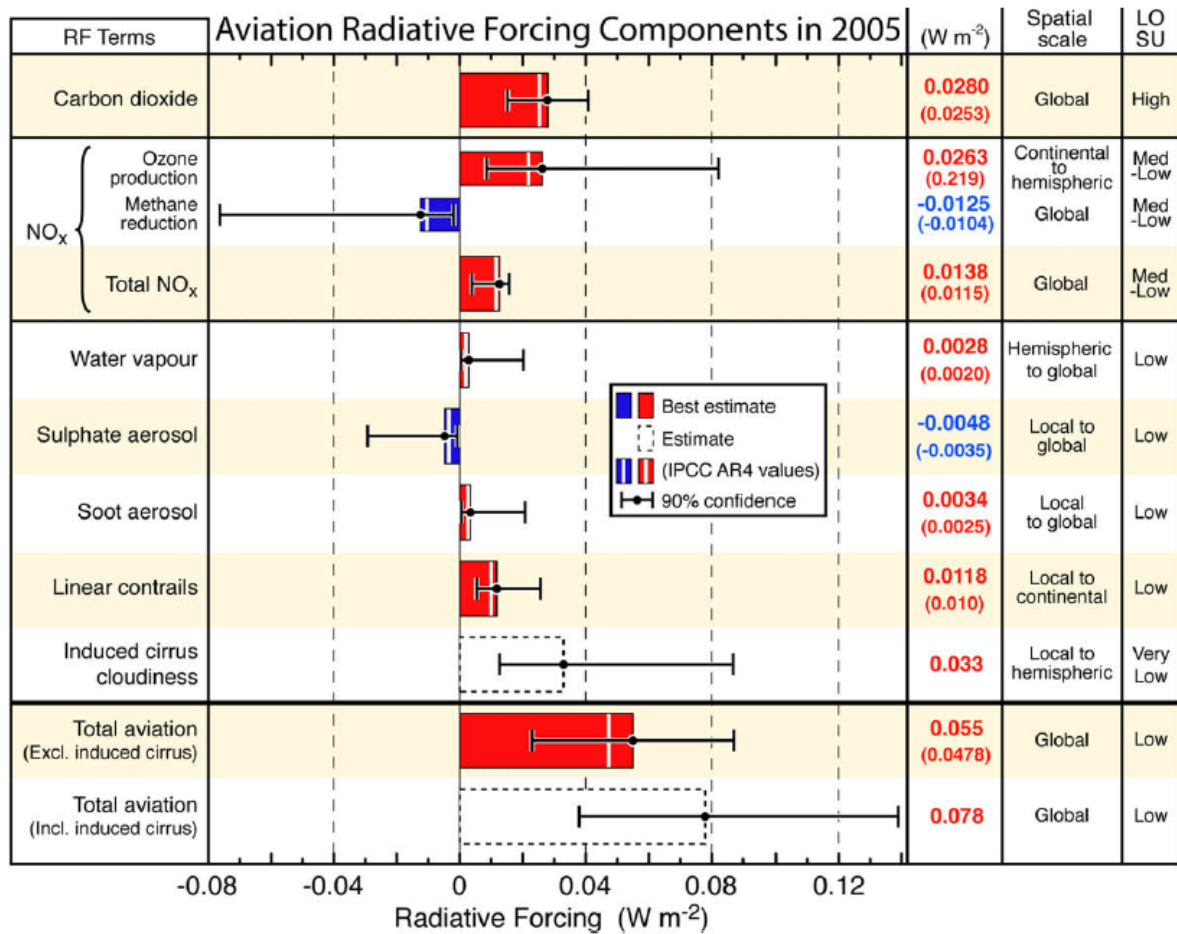
2.5.2 Modelagem da Emissão de CO_2 pelo Consumo de Combustível

Além da questão financeira, trazida pela redução do consumo de combustível, outro fator importante é a redução na emissão de poluentes. A crescente preocupação ambiental é perceptível na aviação, em tempos recentes observou-se até mesmo companhias aéreas fazendo campanhas de desincentivo ao voo, incentivando passageiros de curtas distâncias a procurar soluções mais ambientalmente amigáveis, como pelo uso de trens (WILSON, A., 2015).

Segundo Zhao (2008 apud YU et al., 2014), a emissão provinda de motores aeronáuticos não se restringe ao conhecido gás carbônico (CO_2), mas também a óxidos nitrosos (NO_x), vapor de água (H_2O), hidrocarbonetos (HC) e outros gases. Cada um destes gases tem uma interação diferente com a atmosfera, assim como comportamentos diferentes com o aumento da altitude.

Uma forma de medir o impacto de cada substância é através da contabilização de seu forçamento radiativo, isto é, a provocação de um novo estado de equilíbrio na atmosfera que apresente um aumento da temperatura, quando comparado ao estado de equilíbrio anterior. Lee et al. (2009) reavaliaram o forçamento radiativo de cada um dos produtos de emissão provocados pela aviação em 2005, apresentado na Fig. 2.6.

Figura 2.6 – Forçamento radiativo dos principais elementos produzidos pela aviação.



Fonte: Lee et al. (2009)

Nota-se que a substância que causa o maior impacto é o CO_2 e, desta maneira, a análise de poluentes neste trabalho tem foco no impacto do consumo de combustível na emissão de CO_2 .

No banco de dados de emissão de motores aeronáuticos da Organização Internacional da Aviação Civil é informado o *Emissions index (EI)*, isto é, a massa de poluente emitida, em gramas, dividida pela massa de combustível consumida, em kg, para uma vasta lista de motores. A listagem, porém, inclui poluentes como Hidrocarbonetos, Monóxido de Carbono e NO_x , mas não fornece os dados de CO_2 (ICAO, 2020). Por sua vez, Jardine (2009) calcula a relação de massa de CO_2 com a massa de combustível para uma reação de combustão estequiométrica, encontrando um EI de 3157g/kg.

Desta maneira, a massa de CO_2 emitida pela aeronave (m_{CO_2}), em gramas, pode ser dada por

$$m_{CO_2} = EI \cdot m_{comb}. \quad (2.31)$$

onde m_{comb} é a massa de combustível consumida.

2.5.3 Métodos de Compensação da Perda de Massa

A variação da massa prevista pela Eq. (2.29) traz como consequência uma mudança no equilíbrio de forças, visto na Fig. 2.4, pois a força peso será reduzida. Se todos os termos de controle se mantiverem inalterados, a consequência será a presença de uma força de sustentação cada vez maior que a força peso, fazendo com que a aeronave suba. Durante o processo de subida este efeito é necessário; porém, em cruzeiro é desejável o equilíbrio de forças, de modo a cumprir os requisitos de tráfego aéreo, que serão explicitados posteriormente.

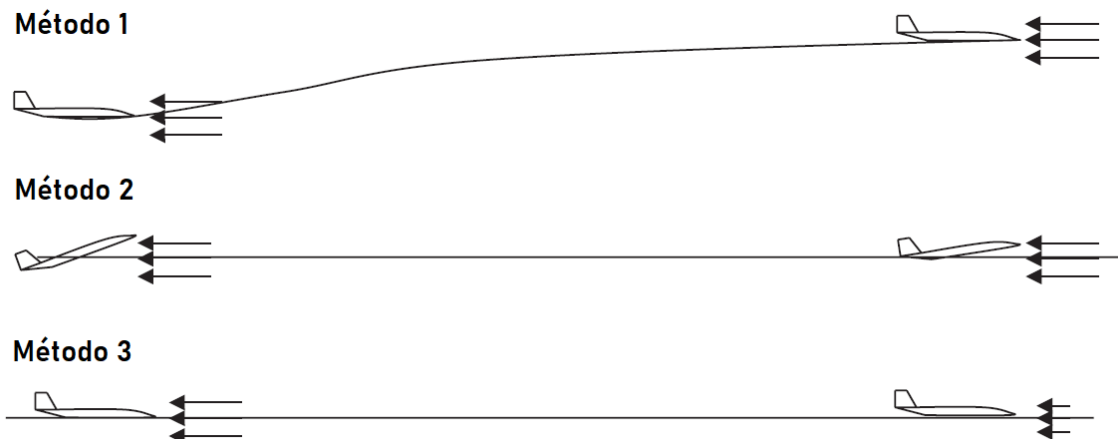
Segundo Sadraey (2016), de forma a retomar o equilíbrio, é necessário reduzir alguma das variáveis da Eq. (2.10), que determina a força de sustentação. Como a asa tem área fixa, sobram três variáveis que podem ser alteradas. ρ é a densidade do ar, que se reduz com a altitude; logo, a primeira alternativa é realizar uma lenta subida, reduzindo ρ na mesma proporção em que se reduz a massa.

No voo de cruzeiro, tradicionalmente com altitude constante, a redução da massa terá de ser compensada pela variação de alguma das outras duas variáveis, as variáveis de controle. Desta forma, a segunda alternativa é a variação do coeficiente de sustentação (C_L), através de uma variação do ângulo de ataque. A terceira alternativa dá-se pela variação da velocidade, através da variação do empuxo.

Desta forma, os três métodos de compensação da perda da massa são:

1. Variação da altitude, com velocidade e C_L constantes;
2. Variação do C_L , com velocidade e altitude constantes;
3. Variação da velocidade, com altitude e C_L constantes.

Figura 2.7 – Métodos de compensação da perda de massa.



2.6 C_L IDEAL

Tendo-se como objetivo otimizar o consumo de combustível, assim como posteriormente possibilitar a determinação do modelo aerodinâmico da aeronave, se faz necessária a dedução do parâmetro de controle C_L que trará a maior economia no consumo de combustível para a análise desejada. Para a determinação do modelo aerodinâmico as condições de contorno são Altitude e Mach constantes, com C_L variável. Para o método *Cruise-Climb* a ser analisado, as condições de contorno são altitude variável com C_L e Mach constantes. A escolha destas condições de contorno são detalhadas no capítulo. 3. O terceiro caso, de velocidade variável com altitude e C_L constantes, não será analisado neste trabalho.

Existem diferentes métodos de dedução do C_L ideal para os diferentes métodos de compensação de massa. As deduções demonstradas a seguir combinam as apresentadas por Filippone (2006) e por da Silva e Paglione (2020), e se baseiam na equação de *Breguet*.

2.6.1 C_L Variável para Altitude e Mach Constantes

Pela definição de deslocamento:

$$R = \int_0^t V dt \quad (2.32)$$

onde R é o deslocamento, V a velocidade e t o tempo.

O deslocamento de uma aeronave para uma determinada variação de massa é chamada de alcance. Por sua vez, o tempo de voo que uma aeronave realiza, para uma determinada variação de massa, é chamado de autonomia.

Como a altitude é constante, ao considerar Mach constante, tem-se que a velocidade aerodinâmica V também é constante.

Multiplicando V por $\frac{dm}{dm}$, onde dm é a variação da massa decorrente da queima de combustível

$$R = \int_0^t V \frac{dm}{dm} dt \quad (2.33)$$

A variação da massa de combustível dm pelo período de tempo dt é a definição de fluxo de massa (\dot{m}), logo

$$R = \int_0^t V \frac{dm}{\dot{m}} = \int_i^f V \frac{dm}{\dot{m}} \quad (2.34)$$

onde i denota o início do período de análise e f o final. Como visto pela Eq. (2.29), a variação da massa dm pode ser relacionada com a tração e o consumo específico, de

modo que

$$R = \int_i^f \frac{V}{-SFC.T} dm = \int_f^i \frac{V}{SFC.T} dm \quad (2.35)$$

Aplicando as condições de equilíbrio em que $L = P = mg$ e $T = D$

$$\int_f^i \frac{V}{SFC.D} dm = \frac{1}{g} \int_f^i \frac{V}{SFC} \left(\frac{L}{D} \right) \frac{dm}{m} \quad (2.36)$$

Considerando que a Velocidade e o Consumo específico são constantes,

$$R = \frac{V}{gSFC} \int_f^i \left(\frac{L}{D} \right) \frac{dm}{m} \quad (2.37)$$

L e D , por sua vez, são funções de C_L e C_D

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{c_1 m}{C_{D_0} + kc_1^2 m^2} \quad (2.38)$$

onde a constante C_{D_0} é o arrasto de sustentação nula, referindo-se assim ao arrasto que é gerado pela interação do escoamento com a fuselagem, chamado de arrasto parasita. Já a constante k relaciona o arrasto com o coeficiente de sustentação, chamado de arrasto induzido. E a constante c_1 é definida por

$$c_1 = \frac{2g}{\rho S V^2} \quad (2.39)$$

O parâmetro c_1 é uma constante que expressa a lógica de variação do C_L em função da massa:

$$\frac{C_L}{m} = c_1 \rightarrow C_L = c_1 m \quad (2.40)$$

Logo,

$$R = \frac{V}{gSFC} \int_f^i \frac{c_1 m}{C_{D_0} + kc_1^2 m^2} \frac{dm}{m} = \frac{V}{gSFC} \int_f^i \frac{c_1}{C_{D_0} + kc_1^2 m^2} dm \quad (2.41)$$

Integrando

$$\int_f^i \frac{c_1}{C_{D_0} + kc_1^2 m^2} dm = \frac{1}{\sqrt{k} C_{D_0}} \operatorname{tg}^{-1} \left(c_1 m \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \right) \Big|_f^i \quad (2.42)$$

Assim,

$$R = \frac{V}{gSFC} \frac{1}{\sqrt{k} C_{D_0}} \left[\operatorname{tg}^{-1} \left(c_1 m_i \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \right) - \operatorname{tg}^{-1} \left(c_1 m_f \sqrt{\frac{k}{C_{D_0}}} \right) \right] \quad (2.43)$$

Considerando que $C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}}$ e que $m_i = \frac{\rho S C_{L_i} V^2}{2g}$ então

$$R = -\frac{V}{g S F C \sqrt{k C_{D0}}} \left[t g^{-1} \left(\frac{C_{L_i} m_f}{C_L^* m_i} \right) - t g^{-1} \left(\frac{C_{L_i}}{C_L^*} \right) \right] \quad (2.44)$$

O C_L ideal será o ponto em que R é máximo, isto é, tem-se o maior alcance possível. A partir do critério da primeira derivada é possível obter o valor de C_{L_i} que maximiza a função, derivando-se a Eq. (2.44) e a igualando a zero. Logo,

$$\frac{d}{d C_{L_i}} \left[t g^{-1} \left(\frac{C_{L_i} m_f}{C_L^* m_i} \right) - t g^{-1} \left(\frac{C_{L_i}}{C_L^*} \right) \right] = 0 \quad (2.45)$$

Ao derivar-se a função, iguala-la a 0 e manipulá-la de forma a isolar C_{L_i} , obtém-se o C_L inicial que maximiza o alcance, sendo

$$C_{L_i} = C_L^* \sqrt{\frac{m}{m_f}} \quad (2.46)$$

onde m é a massa em kg no momento de análise, e m_f é a massa no final do tempo de análise.

2.6.2 Altitude Variável para C_L e Mach Constantes

No caso da altitude variável, a redução da massa é compensada por uma redução na densidade do ar, o que só é possível ao subir. Assim, é possível manter a melhor razão de $\frac{C_L}{C_D}$ possível o tempo todo. Desta maneira, partindo-se da Eq. (2.36) e considerando a razão $\frac{L}{D}$ como constante, tem-se:

$$R = M \frac{1}{g} \frac{C_L}{C_D} \int_f^i \frac{a}{S F C} \frac{d m}{m} \quad (2.47)$$

$$a = \sqrt{\gamma_a R_a T_a} \quad (2.48)$$

Onde γ_a é a constante adiabática do ar (razão dos calores específicos a pressão e volume constante), R_a é a constante universal dos gases e T_a é a temperatura; “ a ” é a velocidade do som, sendo dada pela Eq. (2.48), a qual é função da temperatura que, por sua vez, para uma atmosfera padrão, é função da altitude; “ M ” é o Número de Mach, que é definido como a razão entre a velocidade aerodinâmica da aeronave e a velocidade do som, conforme a Eq. (2.49).

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.49)$$

Assim como a velocidade do som, o consumo específico também varia com a alti-

tude. No entanto, ambas variações são pequenas e lentas, de modo que, para simplificar o equacionamento, nesta etapa, serão consideradas constantes. Assim,

$$R \approx M \frac{a}{gSFC} \frac{C_L}{C_D} \int_f^i \frac{dm}{m} = \frac{V}{gSFC} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \quad (2.50)$$

Novamente, através do critério da primeira derivada,

$$\frac{d}{dC_L} \left[\frac{V}{gSFC} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \right] = 0 \quad (2.51)$$

Ao supor-se uma polar de arrasto parabólica simétrica, isto é

$$C_D = C_{D_0} + kC_L^2 \quad (2.52)$$

então, ao realizar-se a derivada, igualando-a a 0 e manipulando o resultado de forma a isolar C_L , obtém-se que o C_L ideal para a estratégia de *Cruise-Climb*, que é

$$C_L = C_L^* = \sqrt{\frac{C_{D_0}}{k}} \quad (2.53)$$

2.7 VIABILIDADE DO USO DE ALTITUDE VARIÁVEL EM CRUZEIRO

A garantia da manutenção da segurança do voo com o uso *Cruise-Climb*, em termos de separação entre aeronaves, é crítica para sua viabilidade. Conforme Sadraey (2016), dos 3 métodos de compensação de redução de massa, apresentados na seção 2.5.3, o único método aprovado pela FAA é o de C_L variável, com altitude e Mach constantes. Segundo Saarlans (2007), a FAA regulamenta o uso de altitudes e velocidades constantes através das FAR's 21, 23 e 25.

Em espaços aéreos do tipo RVSM (Mínima Redução de Separação Vertical), aeronaves são separadas por corredores de 1000 pés de distância vertical, em direções opostas e subsequentes, como visto na Fig. 2.8. Isto permite garantir a separação vertical entre aeronaves, mesmo quando não há contato radar do controle de tráfego com a aeronave, como geralmente ocorre ao cruzar-se o oceano. De forma a garantir que todas aeronaves utilizem o mesmo referencial para seu cálculo de altitude, ao cruzar-se a altitude de transição (aproximadamente 1500m, dependendo da localidade), todas aeronaves devem passar a utilizar a pressão ISA ao nível do mar como referência barométrica. Aeronaves voando sobre referência barométrica ISA, por sua vez, passam a utilizar o termo "Nível de Voo" para determinar sua altitude, geralmente em termos de centenas de pés (por exemplo, 36 mil pés se torna "Nível 360" ou FL360).

Figura 2.8 – Separação vertical para aeronaves em espaço aéreo RVSM.



Fonte: MARTIN, SWAYNE (2019)

As aeronaves, separadas por níveis, seguem caminhos denominados aerovias, que são referenciadas por pontos imaginários com coordenadas geográficas definidas, estes pontos são chamados de fixos.

Atualmente, dois sistemas são os principais responsáveis pela separação de tráfego. O contato radar, primário e secundário, trazendo informações de posição, velocidade e altitude das aeronaves ao solo, e o TCAS, que possibilita a comunicação automática entre aeronaves e detecta possíveis colisões, informando aos pilotos a atitude a ser tomada. Ambos sistemas, porém, tem uma precisão limitada e tecnologia obsoleta.

Segundo Mozdzanowska et al. (2007), dois sistemas estão em fase de desenvolvimento, permitindo a substituição dos radares convencionais e do TCAS. Estes são o ADS-B e o ACAS-X.

O ADS-B faz uso combinado de dados de satélites, transmissores e receptores para prover informações mais precisas de localização e velocidade, tanto aos pilotos como ao controle de tráfego aéreo (ATC). O sistema possui comunicação bilateral, o que não acontece no sistema de radar convencional. Conforme Mozdzanowska et al. (2007), esta tecnologia pode permitir a redução da distância de separação entre aeronaves e implementação de novas tecnologias de controle, viabilizando a implementação de monitoramento automático, que auxiliem os controladores no controle de voos com altitude variável, onde estes fossem permitidos.

Enquanto o atual sistema de TCAS depende exclusivamente do sinal de *transponder* presente nas aeronaves, o ACAS-X utiliza-se de outras fontes de dados para a resolução do conflito (duas aeronaves seguindo trajetória de colisão, por exemplo), como satélites, radar ou mesmo as informações provindas do sistema de ADS-B. Além da maior precisão, o sistema apresenta um novo processo lógico, utilizando-se de modelos probabilísticos e considerações de segurança operacional, reduzindo o número de alertas desnecessários na cabine e aumentando a produtividade do serviço de controle de tráfego aéreo (EUROCONTROL, 2013).

3 MODELAGEM DE ROTINAS DE SIMULAÇÃO DE DESEMPENHO

Para permitir a validação do modelo propulsivo e aerodinâmico, fez-se necessária a modelagem de uma rotina de simulação, em *MATLAB*, determinando o comportamento da aeronave durante seu voo real e, assim, permitir a comparação entre os resultados da simulação e do plano de voo.

Também fez-se necessária a modelagem de rotina em *MATLAB* para simular o comportamento da aeronave em um voo do tipo "*Cruise-Climb*", permitindo analisar seus efeitos no consumo e avaliar sua eficácia na redução do consumo e da emissão de poluentes.

A partir dos resultados apresentados nas seções 2.3, 2.4 e 2.5, as equações que definem o estado da aeronave são apresentadas no sistema 3.1.

$$\begin{cases} \dot{x}_0 = V \cos(\gamma) \\ \dot{H} = V \sin(\gamma) \\ \dot{m} = -SFC F \\ \dot{V} = \frac{-D + F \cos(\alpha) - mg \sin(\gamma)}{m} \\ \dot{\gamma} = \frac{L - mg \cos(\gamma) + F \sin(\alpha)}{mV} \end{cases} \quad (3.1)$$

A solução deste sistema de equações diferenciais, portanto, permite a obtenção de cada uma das variáveis de estado para um instante de tempo.

3.1 ROTINA DE SIMULAÇÃO DA DINÂMICA DE VOO

A solução do sistema de equações diferenciais (3.1) pode ser feita numericamente a partir de um estado inicial, integrando as taxas de variação determinadas pelas equações de equilíbrio pelo tempo discretizado e, sequencialmente, aplicando o resultado ao estado inicial, determinando assim um novo vetor de estado. O novo vetor de estado é realimentado no sistema, onde as variáveis de controle e variáveis controladas são recalculadas e, assim, obtêm-se novos resultados para as derivadas. Este ciclo se repete continuamente até o fim do tempo estipulado para análise e é realizado automaticamente pela função *ode45*.

A rotina implementada para o recálculo das variáveis de controle e variáveis controladas segue a seguinte sequência:

1. O vetor de estado inicial, determinado pelo equilíbrio para o método de compensação de massa utilizado, atribui os valores à cada variável a ser utilizada;

2. C_L é definido como o C_L ideal para o método utilizado, conforme Eqs. (2.53) e (2.46);
3. O ângulo de trajetória momentâneo é comparado com o ângulo de trajetória determinado como ideal para o método. O coeficiente de sustentação é então alterado de modo a trazer a aeronave de volta ao γ de equilíbrio, através da função de controle 3.2, onde k_c é uma variável determinada manualmente, testando valores na simulação até que obtenha-se resultados estáveis.

$$C_L = C_L^* - k_c \cdot (\gamma_i - \gamma_e) \quad (3.2)$$

4. O ângulo de ataque da aeronave (α) é determinado pelo coeficiente de sustentação (C_L) determinado no passo 3 e o coeficiente angular do intervalo linear da curva de sustentação ($C_{L\alpha}$), conforme Eq. (3.3), onde C_{L0} é o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo.

$$\alpha = \frac{C_L - C_{L0}}{C_{L\alpha}} \quad (3.3)$$

5. O coeficiente de arrasto é determinado pela Eq. (2.52);
6. A força de arrasto (D) é determinada pela Eq. (2.8);
7. A força pode então ser determinada, para velocidade constante, ao isolar-se a força F na Eq. (2.23), obtendo-se a Eq. (3.4).

$$F = \frac{D + mg \sin(\gamma)}{\cos(\alpha)} \quad (3.4)$$

8. A força de sustentação (L) é determinada pela Eq. (2.10)
9. A força de sustentação, de arrasto e propulsiva são substituídas nas equações do sistema (3.1).

Falta, no entanto, o vetor de estado inicial, que irá iniciar o processo numérico de resolução das equações diferenciais. Nota-se que as equações diferenciais do sistema (3.1) são gerais, definindo qualquer tipo de voo. É o vetor de estados inicial que determina o método de compensação de massa utilizado, sendo assim o objeto de avaliação particular para cada método.

3.2 ROTINA PARA ALTITUDE CONSTANTE

O caso de altitude constante é dividido em dois. O primeiro aborda o caso de C_L qualquer, de forma que altitude e velocidade são definidos pelo usuário. O segundo caso aborda o caso de C_L ideal, sendo a velocidade definida e a altitude inicial uma variável.

3.2.1 Com uso de C_L qualquer

Para a análise do voo real, todos parâmetros do vetor de estado inicial são conhecidos. A velocidade é obtida ao multiplicar-se o número de Mach, definido no plano de voo, pela velocidade do som para a altitude. A velocidade do som é calculada pela Eq. (2.48), tendo-se que a temperatura é definida pelo modelo de atmosfera padrão de 1976 (US... , 1976). O ângulo de trajetória (γ) é 0 para altitude constante, a posição inicial pode ser considerada 0, a altitude inicial é informada e a massa inicial é obtida pelo plano de voo. O tempo de simulação é informado a partir do tempo de voo em cada trecho com nível constante, presente no plano de voo. O consumo específico é obtido pela integração desta rotina com outra, também em *MATLAB*, desenvolvida especialmente para a determinação do SFC a partir dos dados de plano de voo, tendo sua lógica explicitada posteriormente na seção 5.2.

Após a determinação do vetor de estados para cada instante de tempo, é possível utilizar-se da Eq. (3.5) para determinar o C_L de equilíbrio em cada instante, onde m_t representa a massa em cada instante, permitindo assim verificar a sua variação. A determinação do vetor de estados é realizada pela rotina detalhada na seção (3.1).

$$C_L = \frac{2gm_t}{\rho M^2 a^2 S} \quad (3.5)$$

3.2.2 Com uso de C_L ideal

Na rotina anterior, o C_L foi determinado de forma a equilibrar o sistema de equações, não sendo necessariamente o ideal, definido pela Eq. (2.46). O uso do C_L inicial ideal exige a alteração de alguma das outras variáveis de sustentação. Como será visto na seção 5.1.3, a velocidade inicial deve ser uma entrada, permitindo o uso do modelo aerodinâmico elaborado. Desta forma, as variáveis a serem determinadas para o vetor de estado inicial são a altitude e a força de empuxo. Estas variáveis são obtidas pela solução

do sistema de equações (3.6), através da função *fsolve*.

$$\begin{cases} \dot{V} = 0 = \frac{-D + F\cos(\alpha) - mg\sin(\gamma)}{m} \\ \dot{\gamma} = 0 = \frac{L - m_i g\cos(\gamma) + F\sin(\alpha)}{m_i V} \\ \dot{H} = 0 = V\sin(\gamma) \end{cases} \quad (3.6)$$

Determina-se então o SFC para a altitude definida e, assim, tem-se todos os termos do vetor de estados inicial, sendo possível a integração numérica, de forma análoga à utilizada na rotina para C_L qualquer.

3.3 ROTINA PARA ALTITUDE VARIÁVEL EM C_L IDEAL

Novamente o método se passa pela solução do sistema (3.1), determinando o vetor de estado para cada instante de tempo, de forma análoga à apresentada na seção 3.2. No entanto, no caso da altitude variável em C_L ideal, o vetor de estado inicial não pode ser determinado pelo plano de voo, pois o mesmo não foi elaborado para este método. Além disso, de forma a manter o modelo aerodinâmico válido e simular de forma mais realista o voo de cruzeiro de aeronaves reais, o Mach deve ser constante. Como a aeronave tem altitude variável, e a velocidade do som é função da altitude, algumas mudanças são necessárias nos equacionamentos de equilíbrio e de controle.

3.3.1 Equilíbrio para Mach constante

Pelo sistema de equações diferenciais (3.1), a solução de equilíbrio trivial para altitude variável com C_L ideal, para velocidade constante, é dado pelo sistema (3.7).

$$\begin{cases} \dot{V} = 0 = \frac{-D + F\cos(\alpha) - mg\sin(\gamma)}{m} \\ \dot{\gamma}_i = 0 = \frac{L - m_i g\cos(\gamma) + F\sin(\alpha)}{m_i V} \\ \dot{\gamma}_f = 0 = \frac{L - m_f g\cos(\gamma) + F\sin(\alpha)}{m_f V} \end{cases} \quad (3.7)$$

No entanto, como explicitado, a velocidade não será constante, apenas o número de Mach. O número de Mach, por sua vez, pode ser relacionado com a velocidade pela

Eq. (2.49). Derivando a mesma, obtém-se

$$V = Ma \rightarrow \dot{V} = \dot{M}a + M\dot{a} \rightarrow \dot{M} = \frac{\dot{V} - M\dot{a}}{a}. \quad (3.8)$$

A velocidade do som a , por sua vez, conforme Eq. (2.48), depende de três fatores atmosféricos. γ_a e R_a são constantes para as altitudes de voo, pelo modelo de atmosfera padrão. Já a temperatura varia de forma aproximadamente linear na troposfera, de modo que a temperatura T_h em certa altitude h pode ser determinada pela Eq. (3.9):

$$T_h = T_i + \beta_i(h - h_i) \quad (3.9)$$

onde T_i é a temperatura no início da camada atmosférica, h_i é a altitude no início da camada e β_i é a taxa de variação termal na camada. A camada onde aeronaves geralmente voam é a troposfera, que vai aproximadamente até os 11.000 metros de altitude. Pelo modelo de atmosfera padrão, a taxa de variação β_i para a troposfera é igual -0.0065.

Desta forma, é possível analisar a taxa de variação da velocidade do som como função da altitude, de modo que

$$\dot{a} = f(h) \rightarrow \dot{a} = \left(\frac{df}{dh} \right) \dot{h} \rightarrow \dot{a} = \frac{d}{dh} \left(\sqrt{\gamma_a R_a T} \right) \dot{h} \quad (3.10)$$

onde a taxa de variação da altitude \dot{h} foi definida no estudo da cinemática de translação, observável no sistema de equações (2.27). Deste modo, derivando,

$$\dot{a} = \frac{1}{2\sqrt{\gamma_a R_a T}} \gamma_a R_a \frac{dT}{dh} V \text{sen}(\gamma). \quad (3.11)$$

onde $\sqrt{\gamma_a R_a T}$ é a definição de velocidade do som e a taxa de variação da temperatura pela altitude $\frac{dT}{dh}$ é a definição de β_i . Assim,

$$\dot{a} = \frac{1}{2a} \gamma_a R_a \beta_i V \text{sen}(\gamma). \quad (3.12)$$

Substituindo na Eq. (3.8),

$$\dot{M} = \frac{\dot{V} - M\dot{a}}{a} = \frac{\dot{V}}{a} - \frac{M}{a} \left(\frac{1}{2a} \gamma_a R_a \beta_i V \text{sen}(\gamma) \right) \quad (3.13)$$

onde \dot{V} pode ser obtido do sistema original de equações diferenciais (3.1). Deste modo, o

novo sistema de equilíbrio de equações diferenciais de equilíbrio é

$$\begin{cases} \dot{M} = 0 = \frac{-D + F\cos(\alpha) - mg\text{sen}(\gamma)}{am} - \frac{M}{a} \frac{1}{2a} \gamma_a R_a \beta_i V \text{sen}(\gamma) \\ \dot{\gamma}_i = 0 = \frac{L - m_i g \cos(\gamma) + F \text{sen}(\alpha)}{m_i a M} \\ \dot{\gamma}_f = 0 = \frac{L - m_f g \cos(\gamma) + F \text{sen}(\alpha)}{m_f a M} \end{cases} \quad (3.14)$$

Deste modo, também há uma alteração na obtenção da força propulsiva a partir do sistema de equações diferenciais, como executado no passo 7 da rotina de simulação da dinâmica de voo, apresentada na seção 3.1. Para Mach constante,

$$\dot{M} = \frac{\dot{V} - M\dot{a}}{a} = 0 \rightarrow \dot{V} = M\dot{a}. \quad (3.15)$$

Substituindo \dot{V} novamente e isolando a força F,

$$F = \frac{D + mg\text{sen}(\gamma) + mM\dot{a}}{\cos(\alpha)} \quad (3.16)$$

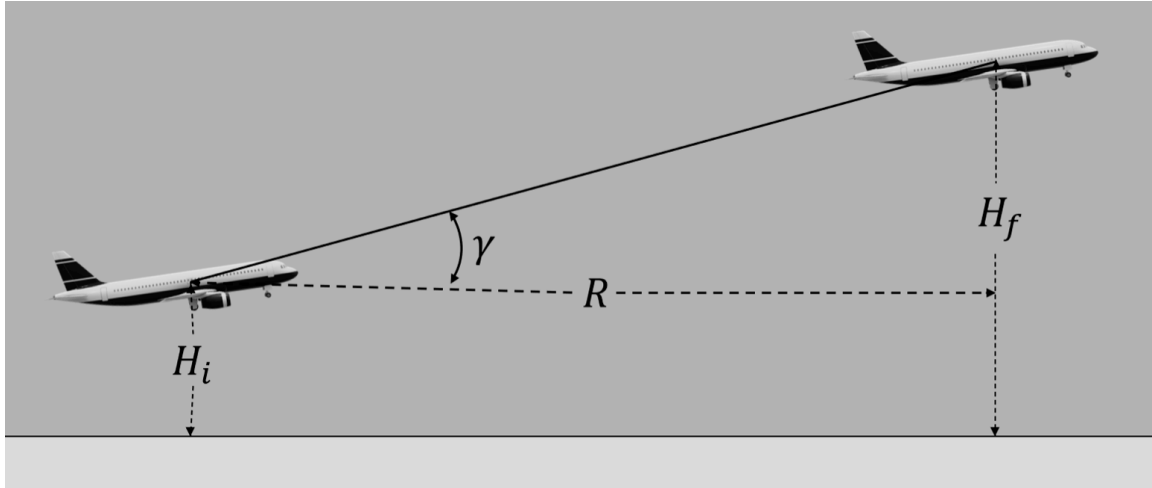
3.3.2 Rotina Implementada

A rotina implementada em *MATLAB* para a simulação do método seguiu o seguinte procedimento:

1. Entrada do tempo de análise, da massa inicial, do modelo aerodinâmico, modelo propulsivo, constantes atmosféricas e velocidade de cruzeiro;
2. Determinação do C_L ideal pela Eq. (2.53);
3. Solução, através da função *fsolve*, do sistema de equações 3.14, que determina a altitude inicial e final e a força de empuxo que promove o equilíbrio para a massa inicial e final, mantendo um ângulo de trajetória constante. A massa final é estimada pela equação de Breguet (2.50), ao isolar-se a massa final e utilizando como alcance a distância percorrida pela aeronave no tempo de análise estipulado, para a velocidade média do voo;
4. Determinar, por interpolação ou equacionamento (conforme seção 5.2), o SFC para a altitude inicial e final, assim como o SFC médio;
5. A partir da equação de Breguet (Eq 2.50), estimar o alcance máximo;

6. Tendo-se altitude inicial e final, e a distância entre os pontos, obtêm-se o ângulo de trajetória (γ), conforme Fig. 3.1 e Eq. (3.17);

Figura 3.1 – Ângulo de trajetória na variação de altitude.



Fonte: Autor

$$\gamma = \text{tg}^{-1} \left(\frac{H_f - H_i}{R} \right) \quad (3.17)$$

7. Recalcular a velocidade inicial para a temperatura ISA da altitude inicial;
8. Definir o vetor de estado inicial, onde a velocidade inicial é a definida em (7.), o ângulo de trajetória é o definido em (6.), altitude inicial definida em (3.) e a massa inicial informada pelo plano de voo, além de considerar-se como posição inicial 0;
9. Determinar o tempo de simulação através da velocidade média e do alcance máximo, acrescido de uma margem de 10%, de modo a contrabalançar uma possível subestimação do tempo de voo do cálculo analítico;
10. Obter o vetor de estado para cada instante pela integração do sistema de equações diferenciais conforme rotina apresentada na seção 3.1;
11. Os resultados obtidos após a obtenção do tempo final, definido de modo a permitir a comparação entre métodos, são eliminados, tendo-se assim o resultado apenas para o tempo estipulado;
12. Determinar o alcance a autonomia encontrados pela integração numérica;
13. Plotar os parâmetros desejados.

3.4 ROTINA PARA SUBIDA COM MACH CONSTANTE

De forma a simular o método *Step-Climb*, é necessária a elaboração de uma rotina para simular a subida entre os diferentes níveis de voo. De forma análoga aos casos anteriores, a obtenção do vetor de estados da aeronave para cada instante se dá pela integração das equações diferenciais do sistema (3.1). A condição de subida com Mach constante é determinada pelo vetor de estado da aeronave no momento de início da subida.

Durante a subida, apenas dois parâmetros se manterão constantes; o número de Mach (M) e o ângulo de trajetória (γ), que deve permanecer igual ao ângulo de subida definido pelo usuário. Desta forma,

$$\begin{cases} \dot{M} = 0 = \frac{-D + F \cos(\alpha) - mg \sin(\gamma)}{am} - \frac{M}{a} \frac{1}{2a} \gamma_a R_a \beta_i V \sin(\gamma) \\ \dot{\gamma} = 0 = \frac{L - mg \cos(\gamma) + F \sin(\alpha)}{m_i a M} \end{cases} \quad (3.18)$$

Os parâmetros de controle, a força propulsiva (F) e o coeficiente de sustentação (C_L), que geram o equilíbrio do sistema (3.18) podem ser encontrados pela função *fsolve*. A velocidade inicial é determinada pela Eq. (2.49) para o Mach determinado, a massa inicial é a massa no momento de início da subida, a posição inicial é a posição em que a aeronave se encontra ao fim da análise de altitude constante com C_L variável para o nível. Estes parâmetros iniciais dão início ao processo de análise da dinâmica de voo implementado pela rotina da seção 3.1. Os resultados são tratados de forma que se guardem apenas os dados de subida até o momento de obtenção da altitude final, determinada pelo usuário.

4 ANÁLISE DOS DADOS DE PLANO DE VOO

Foram realizadas análises dos dados obtidos pelos planos de voo para ambos os voos disponibilizados, de forma a viabilizar seu uso na validação do modelo aerodinâmico e nas simulações de *Cruise-Climb*. Os voos foram nomeados como Voo 1 e Voo 2.

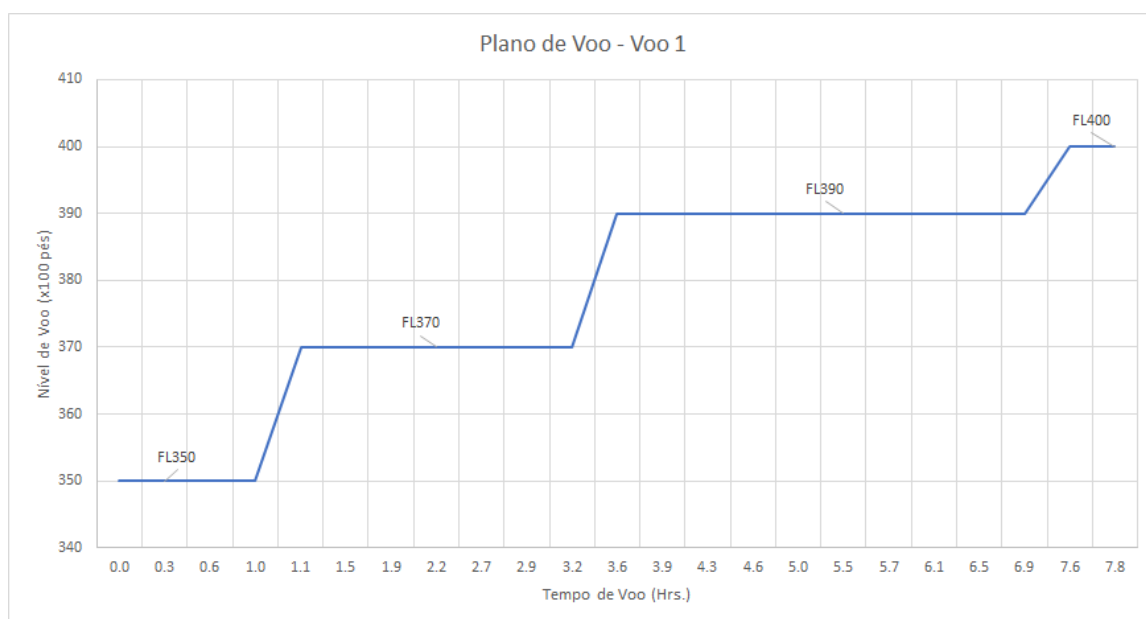
4.1 VOO 1

O primeiro voo foi planejado para o dia 02 de outubro de 2019, com partida às 23:30, horário de Brasília. O tempo de voo estimado é de 9 horas e 1 minuto, sendo 7 horas e 45 minutos (27.932 segundos) em fase de cruzeiro.

A massa estimada de decolagem (ETOW) é de 228.176,00 kg. O voo de cruzeiro se inicia no nível 350 e tem como primeiro fixo ANBEK, com 7.604,00 kg de combustível gastos até o ponto. O último fixo de cruzeiro é o ponto ideal de início de descida (TED), com 50.100,00 kg de combustível consumidos. Durante o voo de cruzeiro mantém-se Mach constante de 0,82. A temperatura média em cruzeiro é a temperatura ISA da altitude mais 5 graus Celsius.

O perfil de níveis de voo no cruzeiro, ao longo do voo, é apresentado na Fig 4.1. Fica notória a utilização do método *Step-Climb*, com voos horizontais ao longo de longos períodos, seguida de uma subida ao nível superior, quando o desempenho a permite.

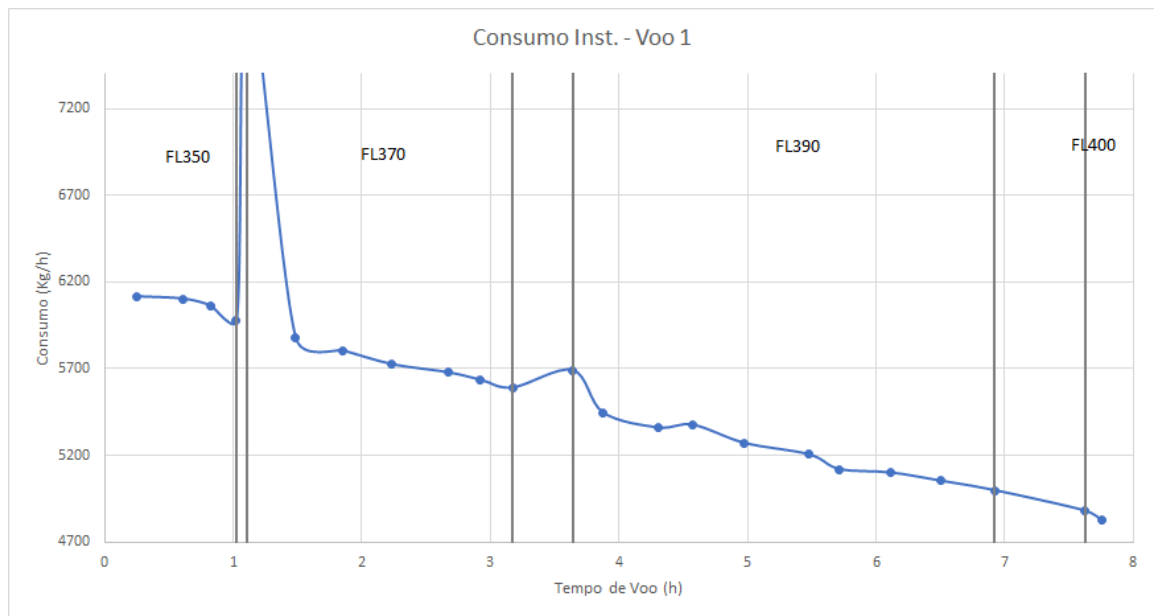
Figura 4.1 – Nível de voo por tempo para o voo 1.



Fonte: Autor.

Os planos de voo foram analisados em *Excel*. Como visto, dados de consumo apenas são observáveis entre fixos. Foram realizadas análises de consumo horário para períodos em torno de 15 a 25 minutos, quando possível, de modo a ter uma melhor distribuição de pontos ao longo do voo. Por conta da não presença de casas decimais na apresentação do tempo de voo entre fixos, não foi utilizado o tempo indicado no plano de voo, mas sim o tempo calculado, utilizando-se a distância entre os fixos, presente no plano de voo, e a velocidade de solo, também apresentada neste. O consumo horário ao longo do tempo, para o período de cruzeiro, é apresentado pelo gráfico da Fig. 4.2.

Figura 4.2 – Consumo horário por fixo para o voo 1.



Fonte: Autor.

Nota-se que, conforme a aeronave se torna mais leve, o consumo horário é gradualmente reduzido, tendo redução ainda mais expressiva ao subir-se a um nível superior. Os períodos de troca de nível são apresentados entre barras verticais na cor cinza. O plano de voo, no entanto, não especifica o ponto exato de subida, apresentando apenas o nível em que a aeronave estará ao cruzar cada fixo de navegação. Logo, a subida pode ocorrer em qualquer momento entre dois fixos com altitudes diferentes. Quando a subida ocorre entre fixos distantes, o consumo de subida acaba tendo seu valor encoberto pelo consumo de cruzeiro, que ocorre no restante do tempo e é bem menor que o de subida. Este efeito é notável, por exemplo, na diferença de consumo no trecho de subida entre o FL350 e FL370, com um pico de consumo bem visível por apresentar fixos próximos, em comparação com os picos mais amenos nos trechos de subida entre o FL370 e FL390 e entre FL390 e FL400, que apresentam fixos mais distantes. Desta forma, para os cálculos de consumo, os trechos que continham subida foram desconsiderados, assim como o trecho em nível FL400, pelo curto tempo de voo. As médias de consumo para cada nível de

voos encontram-se presentes no apêndice B.1.

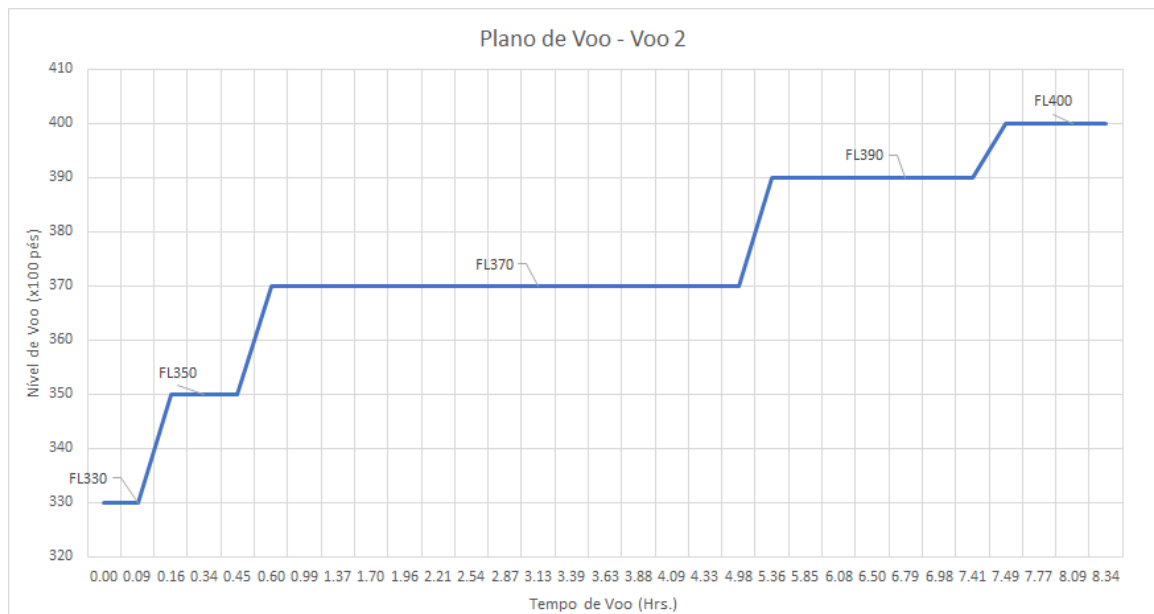
4.2 VOO 2

O segundo voo foi planejado para o dia 06 de Janeiro de 2020, com partida às 23:00, horário de Brasília. O tempo de voo estimado é de 9 horas e 25 minutos, sendo destes 8 horas e 28 minutos (30.480 segundos) em fase de cruzeiro.

A massa estimada de decolagem (ETOW) é de 228.122,00 kg. O voo de cruzeiro se inicia no nível 350 e tem como primeiro fixo BHZ, com 6.388,00 kg de combustível gastos até o ponto. O último fixo de cruzeiro é o ponto ideal de início de descida (TED), com 52.158,00 kg de combustível consumidos até o ponto. Durante o voo de cruzeiro mantém-se Mach constante de 0,82. A temperatura média em cruzeiro é a temperatura ISA da altitude mais 5 graus Celsius.

O perfil de níveis de voo no cruzeiro, ao longo do voo, é apresentado na Fig. 4.3.

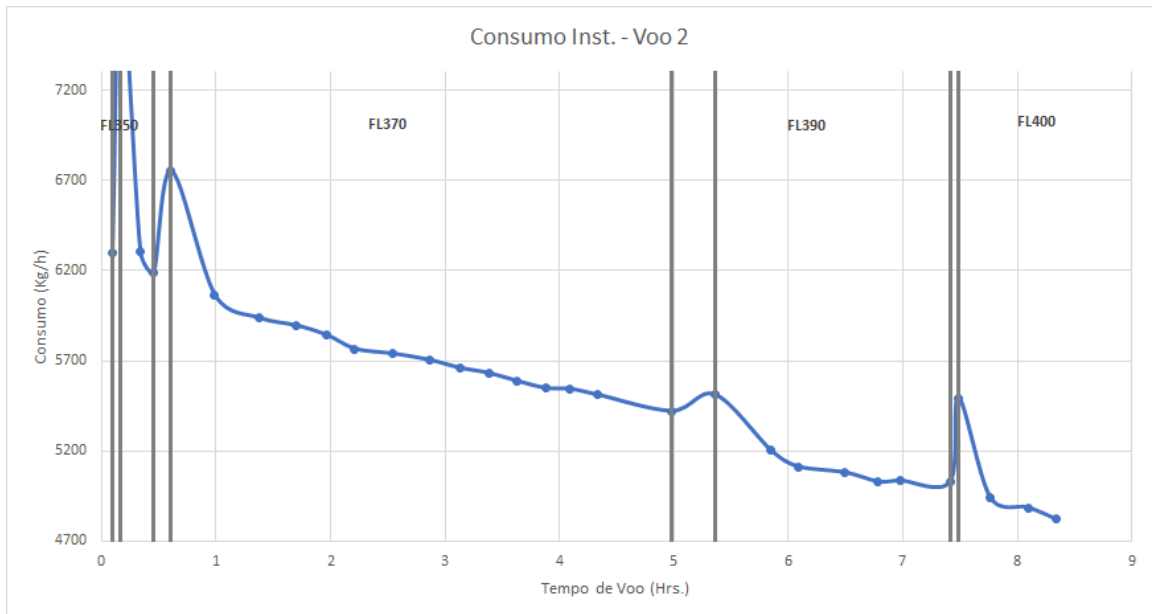
Figura 4.3 – Nível de voo por tempo para o voo 2.



Fonte: Autor

As mesmas análises de consumo realizadas para o voo 1 foram feitas para o voo 2. O consumo horário ao longo do tempo, para o período de cruzeiro, é apresentado pelo gráfico da Fig. 4.4.

Figura 4.4 – Consumo horário por fixo para o voo 2.



Fonte: Autor.

Novamente observam-se os mesmos comportamentos de aumento de consumo em trechos de subida. De modo análogo à primeira análise, para efeito de cálculo, os trechos de subida foram desconsiderados, assim como o trecho em nível FL330, pelo curto tempo de voo. As médias de consumo para cada nível de voo encontram-se presentes no apêndice B.2.

De forma a permitir a utilização dos dados pela rotina de *MATLAB* para determinação do consumo específico, detalhada na seção 5.2, foram criados dois arquivos de texto para cada voo. No primeiro arquivo, duas colunas foram criadas. A primeira coluna se refere à massa de combustível consumida, em kg, entre cada um dos subsequentes fixos de navegação durante o voo de cruzeiro. A segunda coluna apresenta o tempo de voo entre os fixos, em horas. O segundo arquivo apresenta apenas uma coluna, com a massa total da aeronave em cada fixo.

5 MODELOS AERODINÂMICO E PROPULSIVO

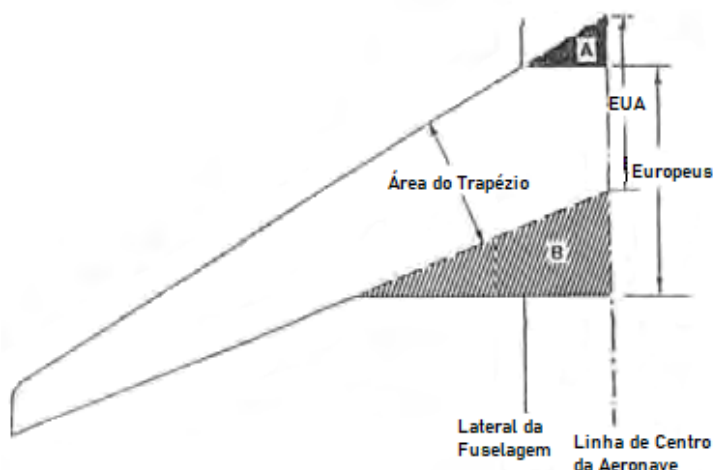
Como visto, as equações que definem a dinâmica e cinemática de translação e de massa possuem constantes de projeto que, no entanto, raramente são de domínio público. Na realidade, a maior parte das informações que constituem os modelos aerodinâmicos e propulsivos de aeronaves são segredos industriais muito bem guardados. Desta forma, se faz necessário estimar algumas destas constantes.

5.1 MODELO AERODINÂMICO

5.1.1 Área de Asa

Para circundar o problema da falta de dados públicos precisos, utilizou-se da planta em ".dwg" fornecida pela própria fabricante Airbus em seu *website* (AIRPORT. . . , 2016), disponibilizada para uso no planejamento de aeroportos e áreas de operação de aeronaves. Apesar de não ser um método de absoluta precisão, foi o escolhido por ter uma origem mais confiável e, provavelmente, estar mais próximo do valor real.

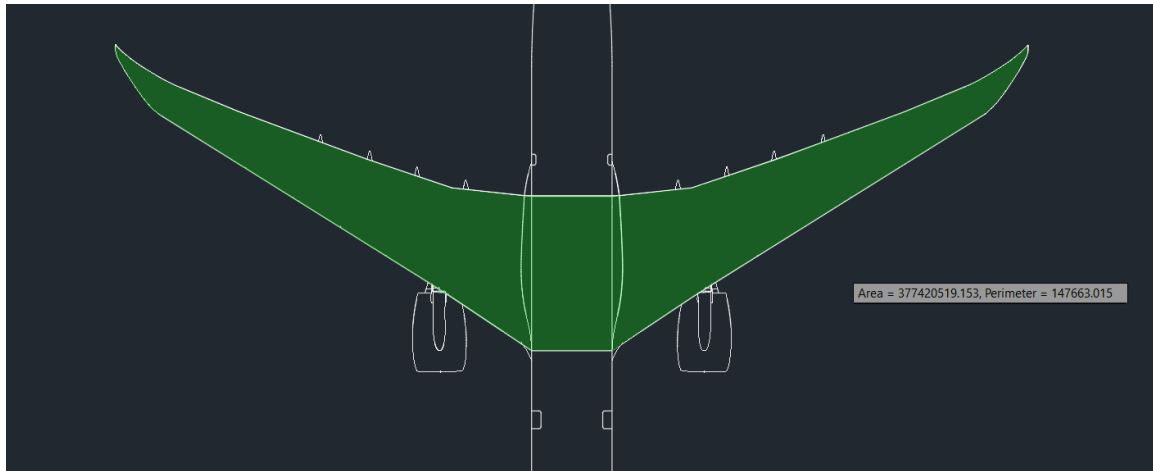
Figura 5.1 – Definição de área de referência para aeronaves da Airbus.



Fonte: Imagem adaptada de Obert (2009)

O método de medição baseou-se em Obert (2009), que informa que, no caso da fabricante Airbus, contabiliza-se a área interna da fuselagem conectando-se os pontos de ligação do bordo de ataque com a fuselagem, sem contar o pequeno pedaço de transição, e os pontos de conexão do bordo de fuga com a fuselagem, formando um retângulo interno que é somado à área superficial da asa, como observado na Fig 5.1.

Figura 5.2 – Determinação da área de asa por *AutoCAD*



Fonte: Autor.

A área foi determinada através de *AutoCAD*, conforme visto na Fig. 5.2, obtendo-se assim uma área de asa de aproximadamente 377,4 m². O A330-900 é uma versão renovada do A330-300, com novas asas e novo motor. O A330-300 possui uma envergadura de 60,3 m (Airbus, 2020) e uma área de asa de 361,6 m² (TAP, 2020). Como o A330-900 possui uma asa com envergadura um pouco maior, com 64 m (Airbus., 2020), o resultado obtido se mostra dentro do esperado.

5.1.2 Constantes Aerodinâmicas

Entre alguns dos parâmetros importantes na análise de desempenho, encontram-se o coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo, chamado de C_{L_0} , e a relação entre o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque (C_{L_α}) da aeronave para o regime linear da curva de sustentação, isto é, até atitudes próximas ao ângulo de estol. Estes valores geralmente são constantes obtidas por ensaios aerodinâmicos e por *CFD*, quando todos parâmetros da asa são conhecidos (enflechamento, diedro, perfil, etc.).

A pesquisa realizada para obter tais constantes não trouxe referências científicas, encontrando-se somente valores num *website* amador de informações aeronáuticas (BINS, W., 2012). Em contato com o autor da página, o mesmo informou que obteve os dados fornecidos por testes em simulador de voo comercial. Na ausência de referências mais confiáveis, foram utilizados os dados apresentados na página:

$$C_{L_0} = 0,3;$$

$$C_{L_\alpha} = 6,3 \text{ rad}^{-1}.$$

5.1.3 Constantes para polar de arrasto parabólica simétrica

Na determinação da polar de arrasto, para o caso de uma polar quadrática como visto na Eq. (2.52), as duas constantes essenciais na determinação do C_D a partir do C_L , são k e C_{D_0} .

5.1.3.1 Referências Bibliográficas

Sun, Hoekstra e Ellerbroek (2018) utilizam-se de um modelo estocástico para os parâmetros da energia total da aeronave, multiplicando cada força por uma velocidade na mesma direção, de modo que

$$(T - D)V = maV + mgV_S \quad (5.1)$$

onde T é o empuxo da aeronave, D é o arrasto, m é a massa, a é a aceleração, V é a velocidade e V_S é a velocidade vertical da aeronave. As 3 últimas variáveis podem ser obtidas por dados de radar ADS-B, disponíveis para acesso público. O empuxo e a massa não podem ser determinados por dados de radar, mas podem ter intervalos possíveis estabelecidos pelos dados de desempenho dos respectivos fabricantes. As demais variáveis são correlacionadas pela equação de sustentação (Eq. 2.10) e de arrasto parabólico (Eq. 2.52) diretamente a k e C_{D_0} .

Os autores, então, utilizam uma rede bayesiana através do método de Monte Carlo, baseado em cadeias de Markov, para estimar os valores, obtendo uma distribuição de probabilidades para C_{D_0} e k para cada voo analisado. As médias para cada aeronave são então calculadas, estimando-se C_{D_0} e k . Os autores apresentam resultados para o A330-300, que compartilha da mesma fuselagem do A330-900, sendo assim razoável supor que os valores de C_{D_0} e k das duas aeronaves são similares. C_{D_0} foi estimado em 0.026 e k em 0.0344. Num estudo posterior dos mesmos autores (SUN; HOEKSTRA; ELLERBROEK, 2020), utilizando-se de método similar; porém com novos dados de referência, C_{D_0} foi estimado em 0.03 e k em 0.044.

Gloudemans (2016), por sua vez, parte do princípio do equilíbrio em voo de cruzeiro para determinar C_D , novamente utilizando-se de dados públicos de ADS-B, estimativas de consumo específico e presumindo uma estratégia de máximo alcance onde $C_{D_0} = 3C_{D_i}$. Com a presunção da estratégia de máximo alcance, C_{D_0} e k são definidos de forma analítica. Novamente, análises para a aeronave A330-900 não foram realizadas, utilizando-se então dados da aeronave mais similar, o A330-200. Assim, estimou-se C_{D_0} em 0.008 e k em 0.013.

5.1.3.2 Modelo de Análise

Nota-se uma grande discrepância entre os valores encontrados na revisão bibliográfica, de modo que a escolha de qualquer um dos mesmos, sem a devida validação, poderia trazer grandes prejuízos à análise. Deste modo, optou-se pela utilização da rotina detalhada na subseção 3.2.1. A conexão da rotina de simulação com a rotina de cálculo de consumo específico (detalhada na Sec. 5.2), permitiu que mudanças no C_{D_0} e k na simulação gerassem um recálculo automático do *SFC* e, assim, permitir a obtenção da massa em qualquer instante desejado.

Como o intuito é validar o modelo aerodinâmico e propulsivo, dividiu-se o voo em trechos, um para cada nível de voo. Estabelece-se como condição inicial o peso, velocidade e altitude no primeiro fixo de cada altitude. Por fim, avalia-se a diferença no peso ao final da passagem do tempo que a aeronave permaneceu na altitude avaliada, baseado no plano de voo. É importante que a comparação seja realizada em termos de tempo, e não de distância, visto que o plano de voo não apresenta a velocidade do vento, que tem grande influência sobre a velocidade de solo da aeronave. É também este o motivo pelo qual utiliza-se o número de Mach como base de cálculo e não a velocidade de solo, também apresentada no plano de voo.

Através da rotina detalhada no capítulo 3.2, foi possível comparar o voo simulado com os dados do voo real, variando C_{D_0} e k . A análise do modelo teve dois parâmetros de avaliação; a diferença de peso final entre a simulação e o plano de voo e a proximidade do C_L inicial calculado na simulação do C_L inicial ideal para a estratégia de C_L variável. A diferença de peso não pode ser considerada isoladamente, pois a mesma tem influência no cálculo do *SFC* e, portanto, há uma grande faixa de valores de C_{D_0} e k que manterão o consumo horário próximo do observado no plano de voo. Desta forma, é necessário também presumir que a aeronave terá o C_L inicial o mais próximo possível do C_L ideal. Como o C_L inicial é aquele que mantém o equilíbrio e independe dos parâmetros de arrasto, C_{D_0} e k devem ser tais que o C_L ideal, determinado pela Eq. (2.46), é próximo do C_L inicial determinado pelo equilíbrio.

5.1.3.3 Resultados

A utilização dos parâmetros propostos por Sun, Hoekstra e Ellerbroek (2018) demonstrou bons resultados de consumo, apresentando massas na simulação similares às apresentadas no plano de voo, conforme esperado. Pelo equilíbrio, o C_L inicial para a aeronave, em todos os níveis, mantém-se próximo de 0,5. Os C_L ideais para cada nível (obtidos pelo uso das Equações 2.53 e 2.46), para os parâmetros k e C_{D_0} propostos, no entanto, aproximam-se de 0,8.

A utilização dos parâmetros propostos por Gloudemans (2016), por sua vez, trouxe

resultados parecidos, com bons resultados de consumo, mas novamente apresentando C_L ideais próximos de 0,8.

Foi então realizada uma análise manual dos parâmetros, alterando-os e observando os resultados até que os valores de C_L ideal estivessem próximos do C_L inicial da aeronave, ao mesmo tempo que o consumo apresentasse baixo erro. Os resultados obtidos são dispostos nos quadros 5.1 e 5.2. Os gráficos gerados pelas simulações do voo 1 e 2, com os principais parâmetros da aeronave ao longo do voo, são dispostos no apêndice A.

Quadro 5.1 – Dados de validação - Voo 1

Validação - Voo 1		
Fixos	ANBEK	TOMAS
Nível de Voo [100 pés]	350	
Tempo de Voo	1h01min	
Massa no Plano de Voo [kg]	220.572,00	214.350,00
Massa na simulação [kg]	220.572,00	214.387,00
Diferença de peso [kg]	—	-38,00
C_L inicial ideal	0.5137	
C_L inicial da sim.	0.4990	
Fixos	BUTED	TASIL
Nível de Voo	370	
Tempo de Voo	2h04min	
Massa no Plano de Voo [kg]	213.686,00	201.861,00
Massa na simulação [kg]	213.686,00	201.908,00
Diferença de peso [kg]	—	-47,00
C_L inicial ideal	0.5273	
C_L inicial da simulação	0.5319	
Fixos	ETP1	SAMAR
Nível de Voo [100 pés]	390	
Tempo de Voo	3h17min	
Massa no Plano de Voo [kg]	199.205,00	182.125,00
Massa na simulação [kg]	199.205,00	182.087,00
Diferença de peso [kg]	—	+38,00
C_L inicial ideal	0.5486	
C_L inicial da sim.	0.5459	

Fonte: Autor.

Quadro 5.2 – Dados de validação - Voo 2

Validação - Voo 2		
Fixos	BHZ	ERISA
Nível de Voo [100 pés]	350	
Tempo de Voo	0h17min	
Massa no Plano de Voo [kg]	221.734,00	219.939,00
Massa na simulação [kg]	221.734,00	219.937,00
Diferença de peso [kg]	—	+2,00
C_L inicial ideal	0.5034	
C_L inicial da sim.	0.5016	
Fixos	VUTNO	POMAT
Nível de Voo	370	
Tempo de Voo	4h23min	
Massa no Plano de Voo [kg]	218.890,00	193.942,00
Massa na simulação [kg]	218.890,00	193.970,00
Diferença de peso [kg]	—	-28,00
C_L inicial ideal	0.5631	
C_L inicial da simulação	0.5449	
Fixos	CVS	SAMAR
Nível de Voo [100 pés]	390	
Tempo de Voo	2h03min	
Massa no Plano de Voo [kg]	191.846,00	181.400,00
Massa na simulação [kg]	191.846,00	181.376,00
Diferença de peso [kg]	—	+24,00
C_L inicial ideal	0.5218	
C_L inicial da sim.	0.5257	
Fixos	ABTIR	BAROK
Nível de Voo [100 pés]	400	
Tempo de Voo	0h51min	
Massa no Plano de Voo [kg]	180.993,00	176.819,00
Massa na simulação [kg]	180.993,00	176.803,00
Diferença de peso [kg]	—	+16,00
C_L inicial ideal	0.5079	
C_L inicial da sim.	0.5204	

Fonte: Autor.

O sinal negativo na diferença de consumo indica uma subestimação do consumo na simulação e o positivo uma superestimação.

Em consulta com o Eng. Rodrigo de Barros Freire, responsável pelo controle de combustível na *Azul Linhas Aéreas*, foi determinado que a diferença de consumo entre o apresentado pelo plano de voo e o obtido no voo real, geralmente, não excede os 200 kg. Isto, dentro do total de consumo estimado, configura um erro de 0,4%. Este foi então considerado como um valor aceitável de erro no consumo horário médio.

No quadro 5.3 apresentam-se os consumos horários para cada nível, obtidos pelos dados dos planos de voo e obtidos pela simulação, assim como o erro da simulação em relação aos dados de plano de voo.

Quadro 5.3 – Resultados de Consumo

Voo	1			2		
	Consumo Horário Real	Consumo Horário Simulado	Erro	Consumo Horário Real	Consumo Horário Simulado	Erro
FL350	6073,71 kg/h	6036,61 kg/h	0,61%	6256,74 kg/h	6263,70 kg/h	0,11%
FL370	5730,35 kg/h	5707,58 kg/h	0,40%	5702,14 kg/h	5695,74 kg/h	0,11%
FL390	5201,65 kg/h	5213,22 kg/h	0,22%	5090,11 kg/h	5101,80 kg/h	0,23%
FL400	—	—	—	4883,62 kg/h	4902,33 kg/h	0,38%

Fonte: Autor.

Nota-se que o maior erro ocorreu no voo 1 para o FL350, sendo de 0,6%. No voo 2, o maior erro foi de 0,38% para o FL400. No entanto a média geral de erro foi de 0,27%, bem abaixo dos 0,4% estipulados como máximo, sendo assim considerados resultados satisfatórios.

Já para o caso do C_L , não foram encontradas referências que determinem um valor de erro aceitável, ficando assim a critério do autor. No Quadro 5.4 apresentam-se os C_L 's iniciais ideais para cada nível analisado, assim como os C_L 's iniciais determinados pela simulação e o erro entre o C_L simulado e o determinado como inicial ideal.

Quadro 5.4 – Resultados de C_L

Voo	1			2			
	C_L Inicial Ideal	C_L Inicial Simulado	Erro	C_L Inicial Ideal	C_L Inicial Simulado	Erro	Erro
FL350	0.5137	0.4990	2,86%	0.5034	0.5016	0,36%	
FL370	0.5273	0.5319	0,87%	0.5631	0.5449	3,23%	
FL390	0.5486	0.5459	0,49%	0.5218	0.5257	0,75%	
FL400	—	—	—	0.5079	0.5204	2,46%	

Fonte: Autor.

A análise do C_L é muito mais sensível, dependendo de variáveis com grau de incerteza maior; assim, a presença de erros mais notáveis é esperada e percebida nos resultados apresentados no Quadro 5.4. A média de erro de 1,57% foi, deste modo, considerada satisfatória pelo autor. Nota-se que um grande número de iterações, cerca de 70, com diferentes parâmetros aerodinâmicos, foram realizadas manualmente antes de obter-se este baixo grau de erro.

Desta forma, determinou-se $C_{D_0} = 0,0045$ e $k = 0,018$, valores próximos aos obtidos por Gloude-mans (2016).

5.2 MODELO PROPULSIVO

Os valores de consumo horário, determinados posteriormente no Capítulo 4, por si não são dados relevantes para os cálculos de desempenho, sendo necessário parametrizá-los posteriormente em relação à potência do motor, fornecendo assim o consumo específico, como explicitado na seção 2.5. O plano de voo, no entanto, não fornece esse dado, sendo necessário estimá-lo.

Como a eficiência de motores *turbofan* varia com a altitude, o SFC também não será constante. Apesar da variação ser muito pequena, para um voo de longo alcance, com grandes variações de altitude do início ao fim do voo, esta relação de SFC com altitude deve ser considerada.

Para isso, parte-se do princípio básico de que, para que a aeronave se mantenha nivelada, a sustentação deve ser igual à força peso ($L = P$). Parte-se também do princípio que, de forma a cumprir os requisitos de tráfego aéreo, a aeronave mantém altitude e velocidade constantes.

Como o plano de voo fornece o peso de decolagem, assim como a quantidade de combustível consumida até cada ponto, é possível determinar o peso da aeronave em cada um destes pontos pela Eq. (5.2).

$$m_{FIXO} = m_{ETOW} - m_{CONSUMIDO} \quad (5.2)$$

onde m_{FIXO} é a massa no fixo, m_{ETOW} é a massa na decolagem e $m_{CONSUMIDO}$ é a massa consumida até o sobrevoio do fixo.

Sabendo-se velocidade e altitude, a determinação do C_L necessário para o equilíbrio da força de sustentação com a força peso dá-se pela manipulação da Eq. (2.10), de modo que

$$C_L = \frac{2gm_{FIXO}}{\rho V^2 S} \quad (5.3)$$

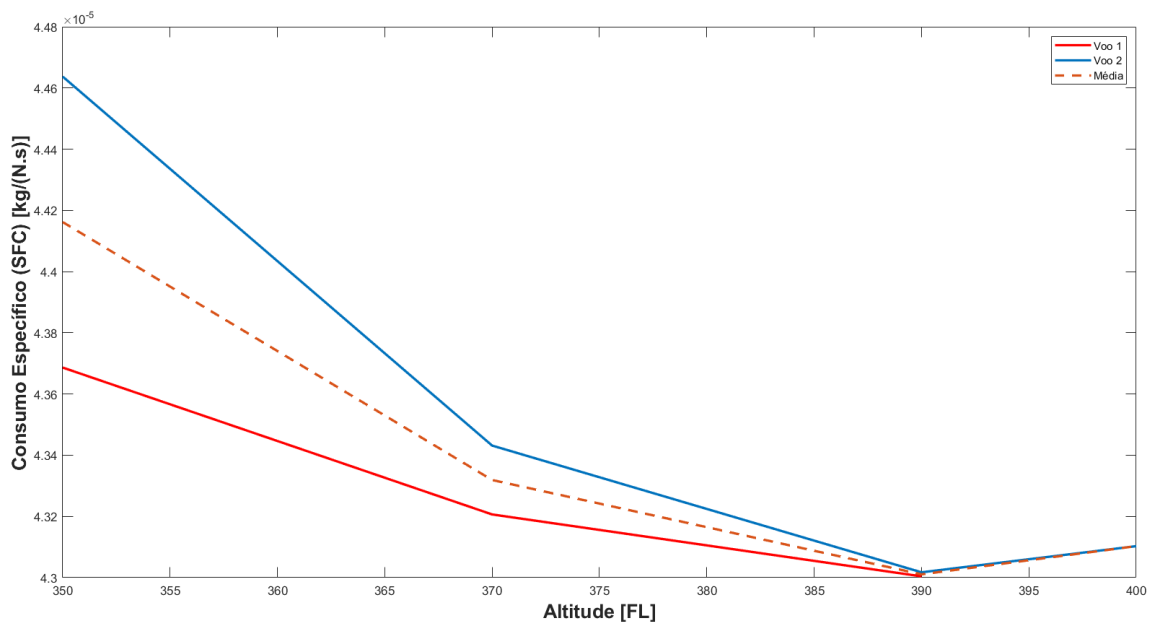
Para determinação do coeficiente de arrasto, por sua vez, utiliza-se a Eq. (2.52).

Apresenta-se aí uma limitação desta análise, assim como das seguintes, pois conforme Saarlans (2007), uma polar de arrasto parabólica não é adequada para altos números de Mach, onde os efeitos de compressibilidade e de onda de choque já têm significativa influência. No entanto, para o caso estudado, desde que se mantenha o número de Mach constante em todas as análises, os parâmetros C_{D_0} e k trarão resultados coerentes para arrasto, pois estarão englobando os efeitos de compressibilidade em seus valores.

Para velocidade constante, pressupõe-se arrasto igual a tração ($D = T$). A determinação do arrasto é possível pela aplicação da Eq. (2.8), definindo assim o empuxo dos motores. Tendo-se a massa de combustível consumida entre dois fixos, o arrasto e o tempo de voo entre estes, determina-se o SFC de cada trecho entre dois fixos, analisado através da Eq. (2.28). O SFC para cada nível, então, é obtido pela média do SFC de todos os trechos realizados em nível constante.

O procedimento descrito acima foi implementado em uma rotina de *MATLAB*. O resultado obtido é apresentado pelo gráfico da Fig. 5.3.

Figura 5.3 – Relação entre Nível de Voo e Consumo Específico.



Fonte: Autor.

Nota-se que o consumo específico diminui conforme aumenta-se a altitude, com um pequeno aumento na subida para o nível 400. O aumento do consumo específico na subida para o nível 400 pode indicar uma subida requisitada pelo controle de tráfego aéreo, deixando a aeronave mais longe do nível ideal. Contudo, para obter qualquer tipo de conclusão seriam necessários mais dados, com mais planos de voos.

O SFC de cada trecho, assim como a média para cada nível de voo, apresentam-se no Quadro 5.5

Quadro 5.5 – Resultados de SFC

Voo	1	2	Média
	SFC [kg/(N.s)]	SFC [kg/(N.s)]	SFC [kg/(N.s)]
FL350	$4.3686389275 \cdot 10^{-5}$	$4.4637153629 \cdot 10^{-5}$	$4.4161771452 \cdot 10^{-5}$
FL370	$4.3206487911 \cdot 10^{-5}$	$4.3431508415 \cdot 10^{-5}$	$4.3318998163 \cdot 10^{-5}$
FL390	$4.3004145260 \cdot 10^{-5}$	$4.3017369945 \cdot 10^{-5}$	$4.3010757602 \cdot 10^{-5}$
FL400	—	$4.3102878515 \cdot 10^{-5}$	$4.3102878515 \cdot 10^{-5}$

Fonte: Autor.

A determinação do SFC para altitudes entre o nível 350 e 400 pode ser realizada por interpolação dos dados. De forma a permitir a determinação do SFC em altitudes abaixo ou acima das encontradas no voo, foi determinada a função que melhor se adequasse à curva média de consumo. Desta forma, obteve-se a relação da Eq. (5.4)

$$SFC = 7.6627 \cdot 10^{-13} H^2 - 1.8218 \cdot 10^{-8} H + 0.00015131 \quad (5.4)$$

onde o SFC é dado em kg/(N.s) e H é a altitude em metros.

6 SIMULAÇÃO E DISCUSSÃO DE RESULTADOS

De forma a permitir uma comparação entre os diferentes métodos com os mesmos modelos aerodinâmicos e propulsivos, inicialmente foi realizada uma simulação dos voos 1 e 2 utilizando-se do método *Step-Climb* e, em seguida, foram realizadas as simulações de *Cruise-Climb* para as mesmas condições iniciais e mesmo período de análise, sendo então comparados os resultados.

6.1 SIMULAÇÃO DE *STEP-CLIMB*

Os voos 1 e 2 foram simulados num processo de *Step-Climb*, mantendo níveis constantes durante os períodos estipulados pelos planos de voo e uma subida de 0.5 graus durante nos períodos de transição de nível. Foram avaliados apenas os 3 níveis de voo em que a aeronave permanece mais tempo, FL350, FL370 e FL390. O ângulo de 0.5 graus foi determinado pela análise de dados públicos de ADS-B para voos similares. O SFC utilizado foi o SFC médio dos Voos 1 e 2, para ambas simulações.

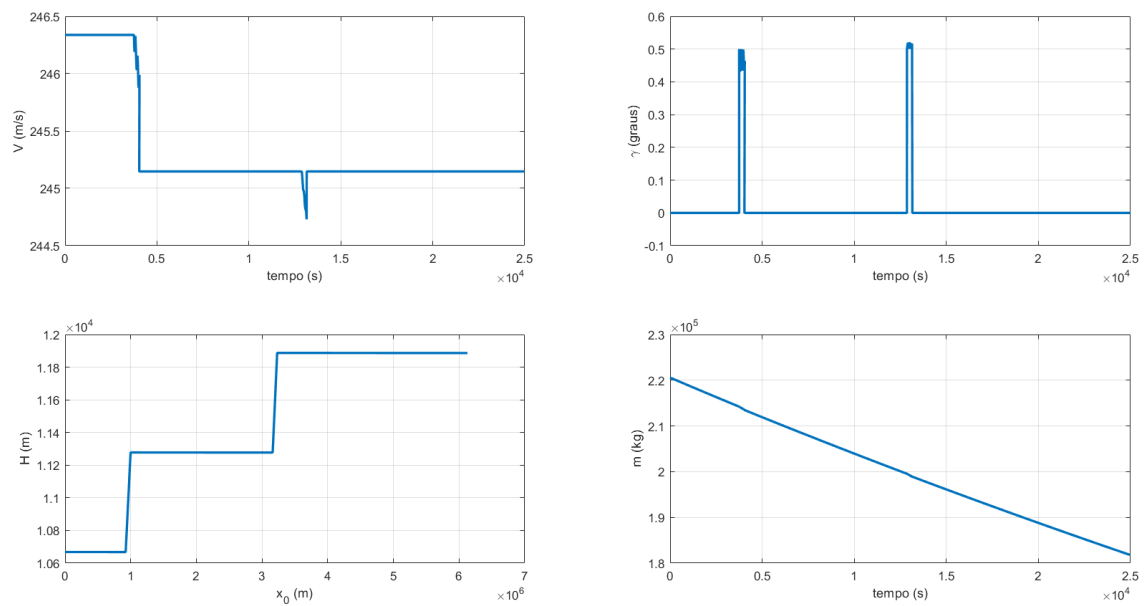
Os trechos de nível constantes foram simulados através da rotina apresentada na seção 3.2.1. As subidas foram simuladas através da rotina apresentada na seção 3.4.

6.1.1 Primeira Simulação

Além dos parâmetros aerodinâmicos e propulsivos apresentados no capítulo 5, a massa inicial da primeira simulação corresponde à massa da aeronave no primeiro fixo em cruzeiro, ANBEK. Desta maneira, a massa inicial é de 220.572,00 kg. O nível inicial é o 350. A aeronave deve atingir o nível 370, pelo plano de voo, aos 4.036 segundos de voo e o nível 390 aos 13.144 segundos de voo, que é mantido até os 24.965 segundos de voo, quando atinge o fixo SAMAR.

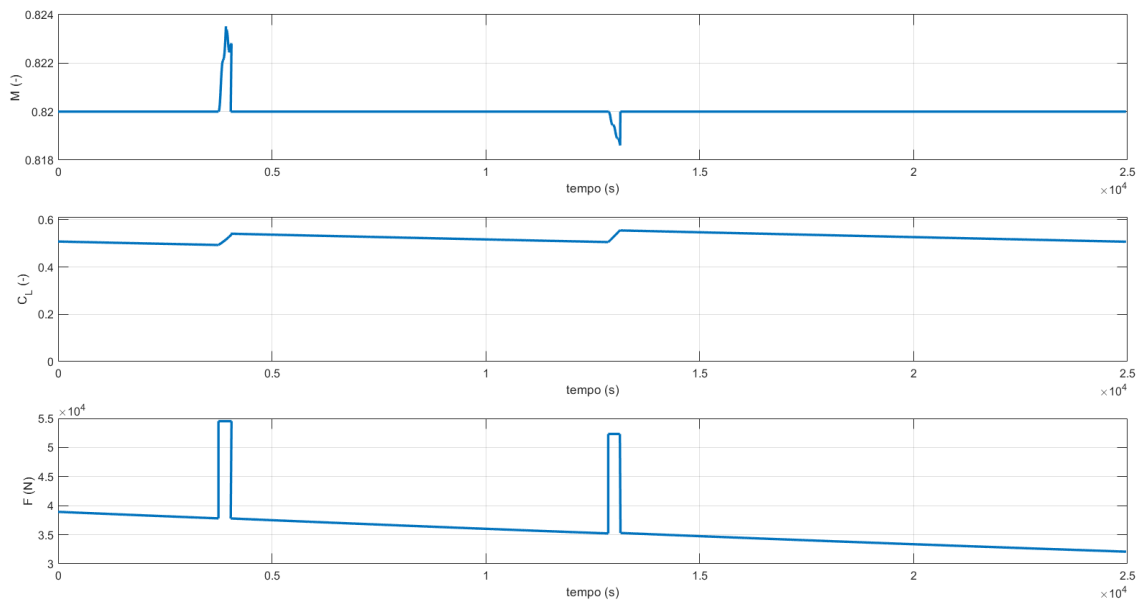
Os principais parâmetros da aeronave na simulação são apresentadas nas figuras 6.1 e 6.2.

Figura 6.1 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 1ª simulação de *Step-Climb*



Fonte: Autor.

Figura 6.2 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 1ª simulação.



Fonte: Autor.

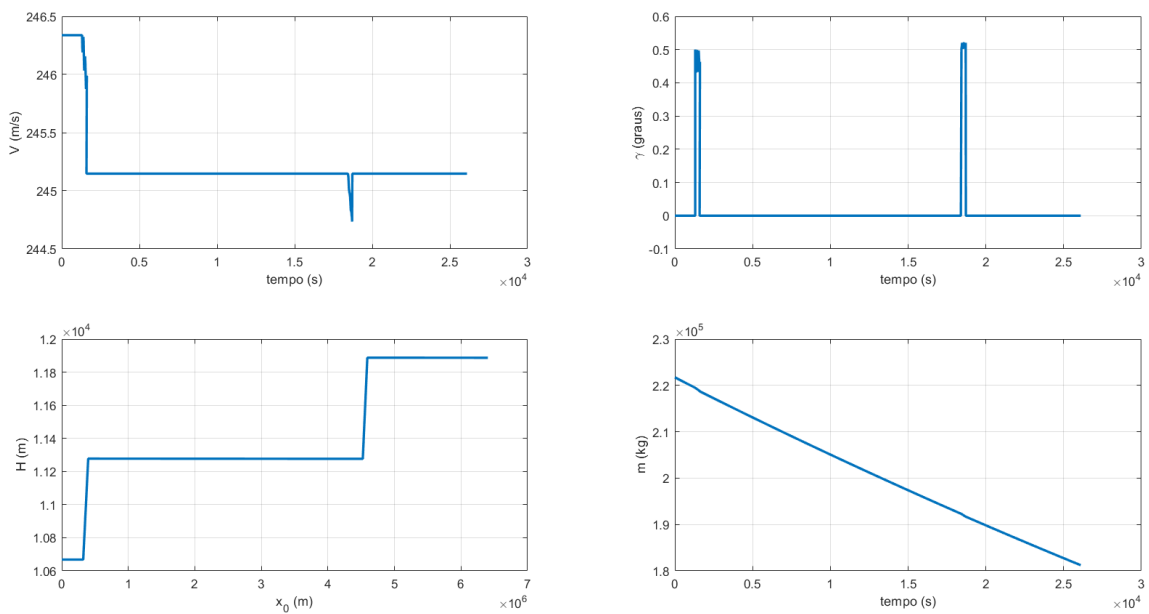
Ao fim do período de análise a massa da aeronave é de 181.806,00 kg, configurando um consumo de 46.370 kg de combustível. Através da Eq. (2.31), a emissão de CO_2 é estimada em 146.390,09 kg.

6.1.2 Segunda Simulação

Além dos parâmetros aerodinâmicos e propulsivos apresentados no capítulo 5, a massa inicial da primeira simulação corresponde à massa da aeronave no primeiro fixo em cruzeiro, BHZ. Desta maneira, a massa inicial é de 221.734,00 kg. O nível inicial é o 350. A aeronave deve atingir o nível 370, pelo plano de voo, aos 1.592 segundos de voo e o nível 390 aos 18.712 segundos de voo, que é mantido até os 26.100 segundos de voo, quando atinge o fixo SAMAR.

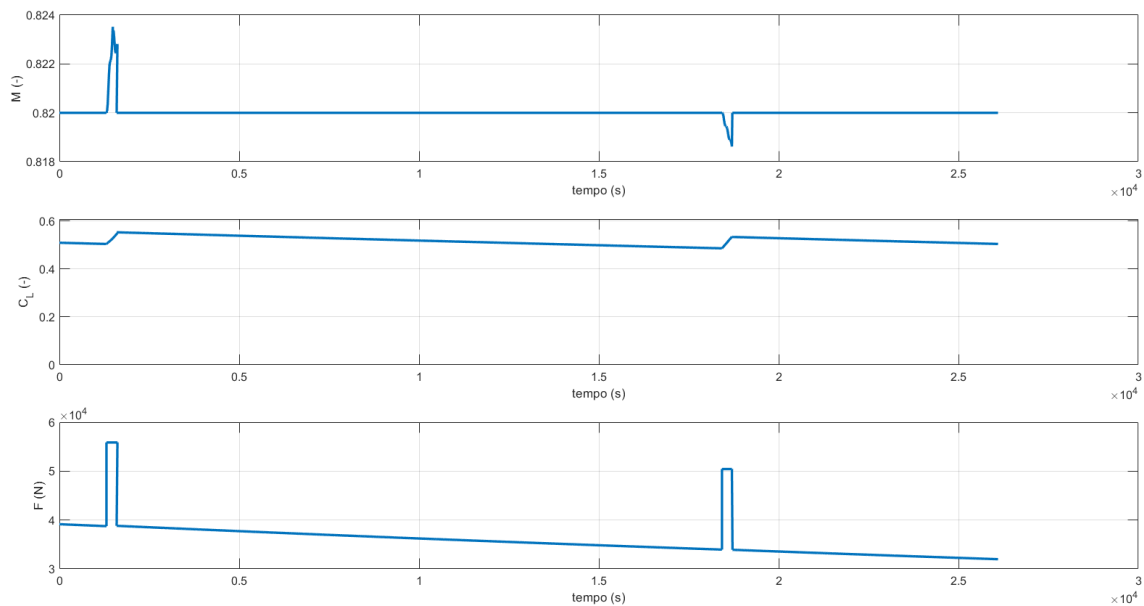
Os principais parâmetros da aeronave na simulação são apresentadas nas figuras 6.3 e 6.4.

Figura 6.3 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 2ª simulação de *Step-Climb*.



Fonte: Autor.

Figura 6.4 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 2ª simulação de *Step-Climb*.



Fonte: Autor.

Ao fim do período de análise a massa da aeronave é de 181.216,68 kg, configurando um consumo de 46.905,32 kg de combustível. Através da Eq. (2.31), a emissão de CO_2 é estimada em 148.079,09 kg.

6.2 SIMULAÇÃO DE *CRUISE-CLIMB*

De forma a permitir a comparação da fase de cruzeiro de ambos os voos apresentados, a simulação de *Cruise-Climb* foi realizada em duas condições iniciais de massa. Em ambos os casos, o SFC utilizado foi o SFC médio.

O C_L ideal para altitude variável, conforme os parâmetros de arrasto determinados na seção 5.1.3, através da Eq. (2.53), é determinado em 0,5.

6.2.1 Primeira Simulação

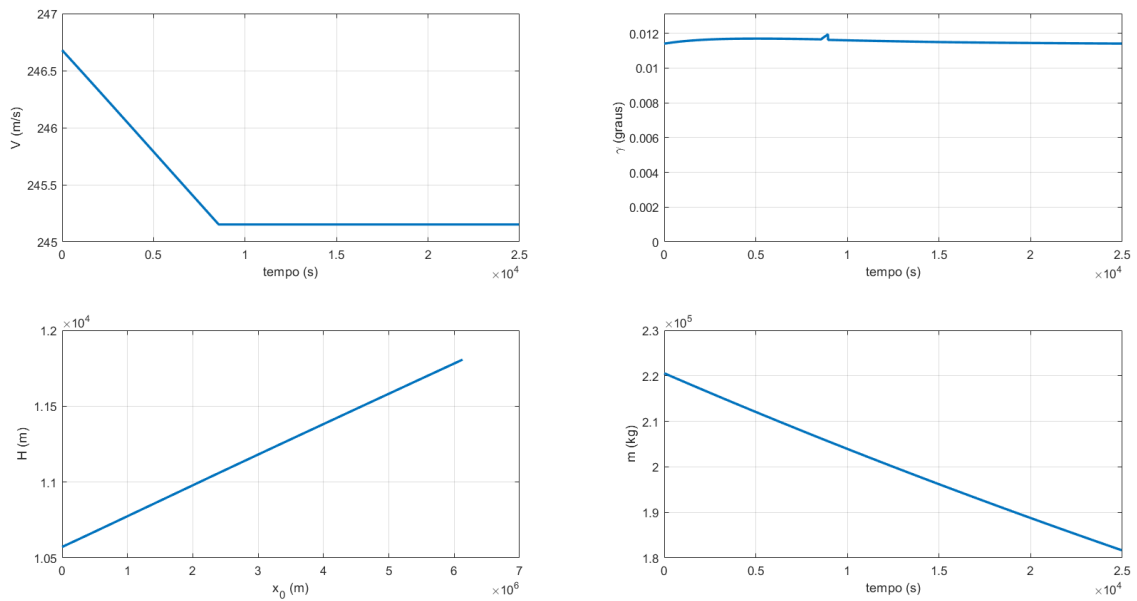
Além dos parâmetros aerodinâmicos e propulsivos apresentados no capítulo 5, a massa inicial da primeira simulação corresponde à massa da aeronave no primeiro fixo em cruzeiro, ANBEK. O tempo de análise é o mesmo utilizado para a simulação do voo de *Step-Climb*, 24.965 segundos.

Com o uso da rotina apresentada na seção 3.3, a determinação do vetor de estado de equilíbrio inicial traz uma altitude inicial de 10.572 m e final de 11.792 m. O alcance

estimado pela equação de Breguet (2.50) é de 6.126,84 Km e o consequente ângulo de trajetória, determinado conforme Eq. (3.17), é de 0,01140 graus.

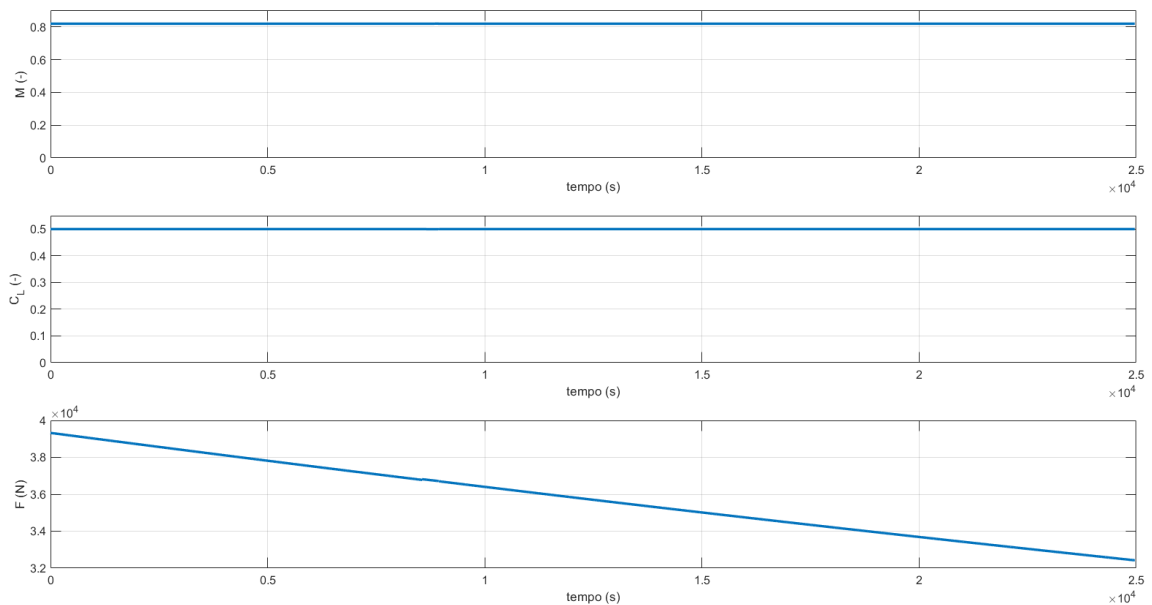
Os principais parâmetros da aeronave na simulação são apresentadas nas figuras 6.7 à 6.8.

Figura 6.5 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 1ª simulação de *Cruise-Climb*.



Fonte: Autor.

Figura 6.6 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 1ª simulação de *Cruise-Climb*.



Fonte: Autor.

Ao fim do período de análise a massa da aeronave é de 181.687,35 kg, configurando um consumo de 46.488,65 kg. Através da Eq. (2.31), a emissão de CO_2 é estimada em 146.764,67 kg. A massa final da simulação do Voo 1 pelo método *Step-Climb*, 181.806 kg, é atingida na simulação de *Cruise-Climb* aos 24.880 segundos.

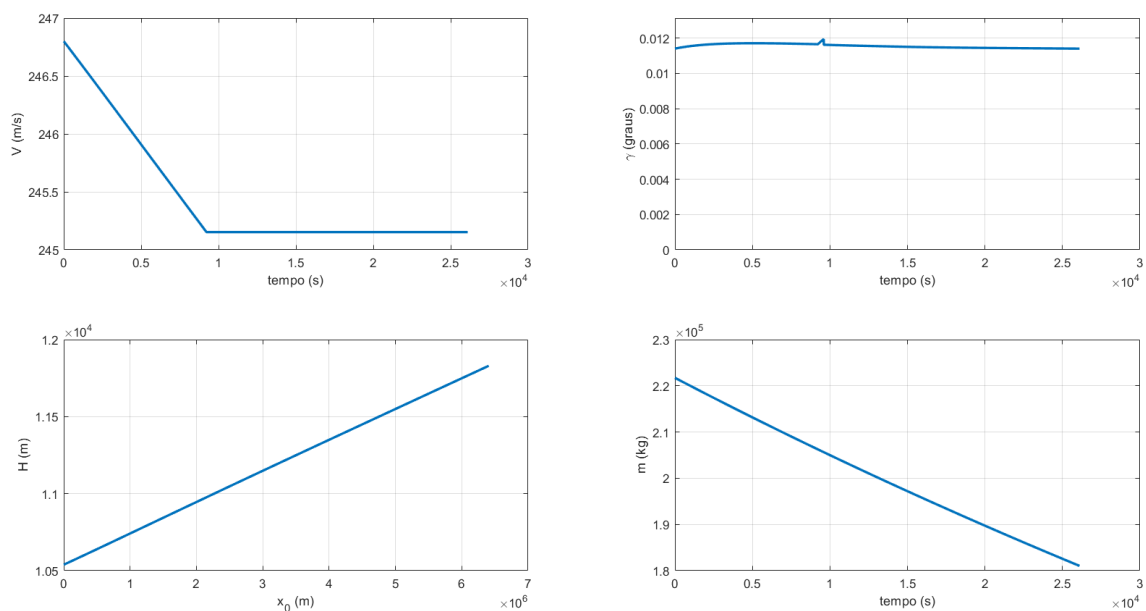
6.2.2 Segunda Simulação

Além dos parâmetros aerodinâmicos e propulsivos apresentados no capítulo 5, a massa inicial da primeira simulação corresponde à massa da aeronave no primeiro fixo em cruzeiro, ANBEK. O tempo de análise é o mesmo utilizado para a simulação do voo de *Step-Climb*, 26.100 segundos.

Com o uso da rotina apresentada na seção 3.3, a determinação do vetor de estado de equilíbrio inicial traz uma altitude inicial de 10.538,67 m e final de 11.813,86 m. O alcance estimado pela equação de Breguet (2.50) é de 6.406,13 Km e o consequente ângulo de trajetória, determinado conforme Eq. (3.17), é de 0,01140 graus.

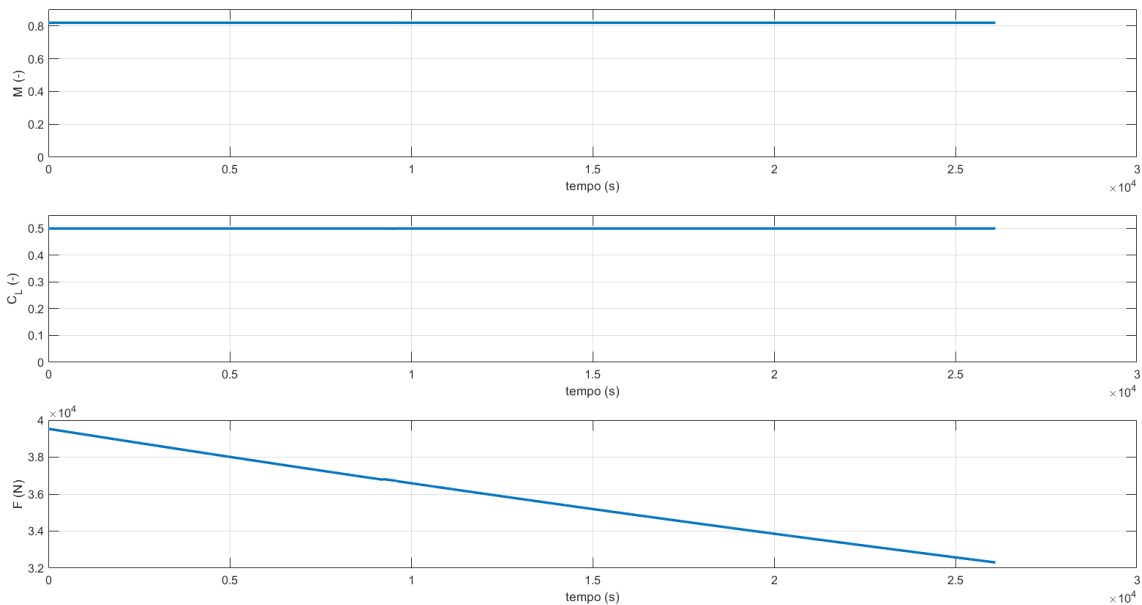
Os principais parâmetros da aeronave na simulação são apresentadas nas figuras 6.7 à 6.8.

Figura 6.7 – Variação da velocidade, ângulo de trajetória, altitude e massa ao longo do tempo e trajetória para 2ª simulação de *Cruise-Climb*.



Fonte: Autor.

Figura 6.8 – Variação da Mach, coeficiente de sustentação e força de empuxo ao longo do tempo e trajetória para 2ª simulação de *Cruise-Climb*.



Fonte: Autor.

Ao fim do período de análise a massa da aeronave é de 181.030,61 kg, configurando um consumo de 47.091,39 kg. Através da Eq. (2.31), a emissão de CO_2 é estimada em 148.667,52 kg. A massa final da simulação do Voo 2 pelo método *Step-Climb*, 181.216,68 kg, é atingida na simulação de *Cruise-Climb* aos 25.966 segundos.

6.3 DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

De modo a verificar o bom funcionamento da rotina, é interessante a realização de uma análise de cada um dos parâmetros apresentados.

No caso da velocidade e número de Mach, em todas simulações observa-se Mach constante em 0,82, permitindo o uso coerente do modelo aerodinâmico proposto. Observa-se que, no caso das análises de *Cruise-Climb*, a velocidade é reduzida gradualmente até o início da tropopausa, onde a temperatura é constante e, conseqüentemente, a velocidade do som para de se alterar com a altitude. Nas análises de *Step-Climb*, a velocidade decai bruscamente na primeira subida de nível, em decorrência da subida rápida. Nota-se que o mesmo decaimento não ocorre na segunda subida, pois ambos os níveis já encontram-se dentro da tropopausa.

O ângulo de trajetória se mantém constante e nulo ao longo de todos os trechos com nível constante nas simulações de *Step-Climb*, subindo para 0.5 graus nos momentos de troca de nível, conforme estipulado como ângulo de subida. No caso das simulações

de *Cruise-Climb*, o ângulo de trajetória se mantém aproximadamente constante ao longo de toda a trajetória, com pequenas variações.

Na altitude, nota-se uma subida gradual e linear conforme a aeronave avança em ambas simulações de *Cruise-Climb*. Este resultado comprova a eficácia da rotina, com a aeronave subindo conforme sua massa é reduzida, como o método *Cruise-Climb* estabelece. Nas simulações de *Step-Climb*, o comportamento é idêntico ao observado nas análises de dados de voo do capítulo 4, com altitude constante ao longo da maior parte do voo e subidas rápidas entre níveis.

A massa, em todas simulações, decresce de maneira aproximadamente linear com o tempo, assim como o esperado. Apesar da redução do empuxo com o tempo, assim como do SFC com a altitude, trazerem uma redução no consumo horário conforme o tempo avança, o efeito é muito pequeno para ser notado visualmente na escala gráfica.

Na análise do coeficiente de sustentação (C_L) observa-se que, para as simulações de *Step-Climb*, o C_L decresce com o tempo, conforme o esperado, compensando a redução da massa e comprovando a eficácia da rotina de C_L variável. Quando a aeronave sobe para um nível superior o C_L também aumenta, de forma a compensar a redução na densidade, mantendo o equilíbrio. Nas simulações de *Cruise-Climb*, o C_L , conforme esperado, permanece no C_L ideal de 0.5 de forma constante.

Conforme a aeronave sobe, mantendo altitudes com uma menor densidade, pela Eq. (2.8), facilmente nota-se que o arrasto é menor. Desta maneira, para manter Mach constante, o empuxo tem de ser reduzido. De fato, em ambos os métodos nota-se a redução na força de empuxo ao longo do tempo. Nas simulações de *Step-Climb*, no entanto, nota-se um aumento temporário do empuxo nos momentos de subida, conforme o esperado.

É interessante também garantir que o empuxo se mantém abaixo do empuxo máximo fornecido pelo motor. Conforme o site da fabricante, o empuxo máximo do motor é de 300 kN (MAKING...), sendo que a aeronave possui dois motores. Na primeira subida, são requeridos 55.875kN de empuxo até o nível 370, onde, pela Eq. (2.30), 170kN de empuxo estão disponíveis. Na segunda subida, são requeridos 50.431kN de empuxo até o nível 390, onde 154kN de empuxo estão disponíveis.

Em termos de consumo, nota-se que, para o mesmo período de análise, nas simulações referentes ao Voo 1, o uso do método de *Step-Climb* apresenta uma massa final 119 kg maior que a encontrada no fim da simulação do método de *Cruise-Climb*. Isto significa que o método *Cruise-Climb* consumiu 119 kg a mais de combustível, em comparado com o método *Step-Climb*, provocando uma emissão adicional de 375 kg de CO_2 , corresponde à um aumento de 0,25% no consumo e na emissão de poluente. Para o Voo 2, o método *Cruise-Climb* consome 186 kg a mais de combustível, provocando uma emissão adicional de 588 kg de CO_2 , um aumento de 0,39%. Os resultados discutidos para o Voo 1 são condensados no quadro 6.1 e do Voo 2 no quadro 6.2.

Quadro 6.1 – Comparação de Resultados para o Voo 1

Comparação de Resultados - Voo 1				
	Sim. <i>Step-Climb</i>	Sim. <i>Cruise-Climb</i>	Diferença	Diferença em %
Autonomia ¹	24.965 s	24.880 s	-85 s	0,34%
Consumo ²	46.370 kg	46.489 kg	+119 kg	0,25%
Emissão de CO_2 ²	146.390 kg	146.765 ¹ kg	+375 kg	0,25%

Fonte: Autor.

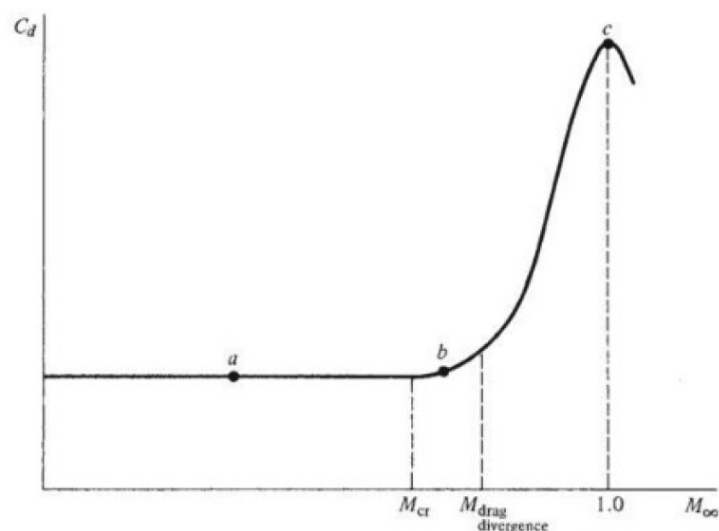
Quadro 6.2 – Comparação de Resultados para o Voo 2

Comparação de Resultados - Voo 2				
	Sim. <i>Step-Climb</i>	Sim. <i>Cruise-Climb</i>	Diferença	Diferença em %
Autonomia ¹	26.100 s	25.966 s	-134 s	0,51%
Consumo ²	46.905 kg	47.091 kg	+186 kg	0,39%
Emissão de CO_2 ²	148.079 kg	148.667 kg	+588 kg	0,39%

Fonte: Autor.

Nota-se que a aplicação do método *Cruise-Climb*, para as condições de contorno apresentadas e os modelos determinados, traz um pequeno aumento no consumo em ambas análises realizadas. O resultado, no entanto, traz diferenças muito pequenas, abaixo de 0,5% em ambos os casos.

Figura 6.9 – Relação do arrasto de sustentação nula com número de Mach.



Fonte: Anderson (2012)

¹Para mesma variação de massa.

²Para mesma variação de tempo.

Como o modelo aerodinâmico utilizado é limitado ao uso do Mach 0,82, a obtenção de resultados mais confiáveis necessitaria da implementação de um modelo de arrasto cuja influência da onda de choque é considerada, permitindo também a avaliação do impacto do número de Mach nos diferentes métodos. Nota-se pela Fig. 6.9, que o arrasto sobe quase exponencialmente ao passar o Mach crítico (onde o escoamento se torna supersônico em algum ponto da asa) e aproximar-se de Mach 1.0. A aproximação do Mach 1.0 tem seu efeito visível no alcance na Fig. 1.4, da revisão bibliográfica, avaliada para uma aeronave de porte semelhante.

Como cada método de compensação de massa terá seu próprio estado de parâmetros ótimos, a real obtenção do melhor desempenho, com o maior alcance possível, exige uma avaliação contínua de, dada a altitude, a velocidade e o empuxo disponível no instante da análise, qual dos 3 métodos de compensação de massa trará o melhor resultado, através de uma comparação entre os mesmos.

6.4 MÉTODOS COMBINADOS

De forma a avaliar o impacto de uma combinação de dois métodos de compensação da perda de massa, foram realizadas duas simulações, uma para cada condição inicial referente aos voos 1 e 2. As simulações mantiveram, inicialmente, a aeronave em altitude constante com C_L variável, utilizando-se do C_L inicial ideal encontrado pela Eq. (2.46), tendo como única restrição Mach igual a 0,82. A aeronave foi mantida na mesma altitude até que a massa da aeronave seja a mesma na qual, pelo método de *Cruise-Climb*, a aeronave esteja cruzando esta altitude de equilíbrio, determinada para o método de C_L variável.

6.4.1 Resultados

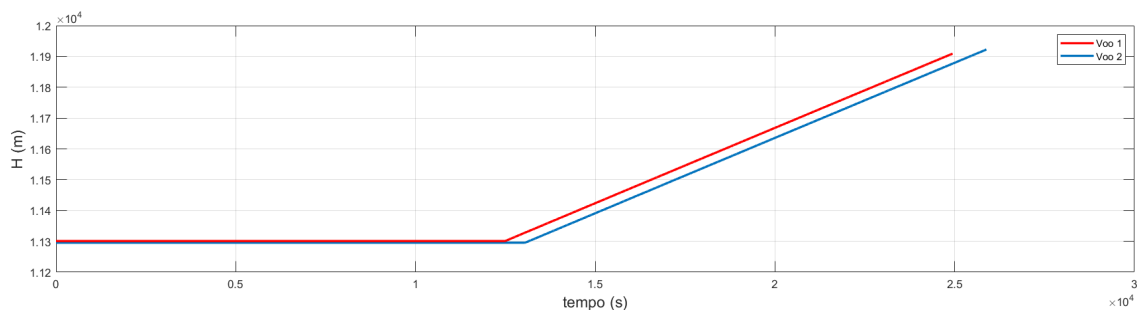
Para os parâmetros de massa do primeiro voo, o C_L inicial ideal é de 0.5565 e a altitude de equilíbrio é de 11.301 m. Ao analisar a simulação da seção 6.2.1, nota-se que o voo cruza esta altitude quando sua massa é de 196.723,00 kg. No voo em altitude constante, a aeronave apresenta esta massa aos 14.948 segundos de voo. Considerando-se este como o ponto de início do *Cruise-Climb* e o mantendo por mais 10.017 segundos, de maneira a totalizar 24.965 segundos de voo, a massa final obtida é de 182.108 kg. Desta maneira, o consumo é de 46.068 kg. O resultado traz uma economia de 302 kg de combustível em relação à simulação de *Step-Climb* e de 421 kg em relação à simulação de *Cruise-Climb*.

Para os parâmetros de massa do segundo voo, o C_L inicial ideal é de 0.5599 e

a altitude de equilíbrio é de 11.295 m. Ao analisar a simulação da seção 6.2.2, nota-se que o voo cruza esta altitude quando sua massa é de 196.920,5 kg. No voo em altitude constante, a aeronave apresenta esta massa aos 15.501 segundos de voo. Considerando-se este como o ponto de início do *Cruise-Climb* e o mantendo por mais 10.599 segundos, de maneira a totalizar 26.100 segundos de voo, a massa final obtida é de 181.476 kg. Desta maneira, o consumo é de 46.646 kg. O resultado traz uma economia de 259 kg de combustível em relação à simulação de *Step-Climb* e de 445 kg em relação à simulação de *Cruise-Climb*.

Na Fig. 6.10 apresenta-se o gráfico da altitude pelo tempo para ambos os voos, utilizando-se de métodos combinados.

Figura 6.10 – Trajetória de voo com métodos combinados para parâmetros do voo 2.



Fonte: Autor.

Os resultados discutidos são condensados no quadro 6.3 para o Voo 1 e 6.4 para o Voo 2.

Quadro 6.3 – Comparação de Resultados para o Voo 1

Comparação de Resultados - Voo 1				
	Sim. <i>Step-Climb</i>	Sim. Met. Combinados	Diferença	Diferença em %
Consumo	46.370 kg	46.068 kg	-302 kg	0,65%
Emissão de CO_2	146.390 kg	145.437 ¹ kg	-953 kg	0,65%

Fonte: Autor.

Quadro 6.4 – Comparação de Resultados para o Voo 2

Comparação de Resultados - Voo 2				
	Sim. <i>Step-Climb</i>	Sim. Met. Combinados	Diferença	Diferença em %
Consumo	46.905 kg	46.646 kg	-259 kg	0,55%
Emissão de CO_2	148.079 kg	147.261 kg	-818 kg	0,55%

Fonte: Autor.

7 CONCLUSÃO

A elaboração do modelo aerodinâmico e propulsivo de aeronaves modernas se mostra um desafio, com poucas informações públicas disponíveis. Os resultados da validação dos modelos, no entanto, apresentaram bons resultados, com baixos índices de erro, sendo assim considerados satisfatórios. A rotina de validação também se mostrou coerente, variando o coeficiente de sustentação e mantendo o equilíbrio ao longo de todo o voo.

Os dados de voo possibilitaram a avaliação de uma dinâmica de voo real, mostrando tendências de consumo horário coerentes com a base lógica estabelecida na fundamentação teórica. Nota-se claramente a tendência de redução no consumo horário conforme a aeronave tem sua massa reduzida e passa à altitudes maiores. O tratamento dos dados permitiu a determinação precisa da massa da aeronave ao longo de um grande número de pontos ao longo de voo, aumentando a precisão da análise.

O uso de uma estratégia *Cruise-Climb* ao longo de todo o voo de cruzeiro trouxe resultados inconclusivos, com consumo e emissão de poluentes levemente superiores aos apresentados pelas simulações de *Step-Climb*. A diferença, no entanto, é muito baixa e não pode ser diretamente atribuída ao método, já que mesmo a validação dos modelos aerodinâmicos e propulsivos apresentaram erros maiores que a diferença encontrada. Nota-se também que algumas das presunções utilizadas na determinação dos equacionamentos implementados nas simulações, como a consideração da Terra como plana, não são ideais para simulações de voos longos, como do caso, afetando os resultados.

A análise combinando os métodos de altitude constante e *Cruise-Climb* apresenta resultados de consumo um pouco melhores do que os encontrados nas simulações de *Cruise-Climb* e *Step-Climb*, indicando que é necessária uma análise contínua em voo de qual método é o mais eficiente para os parâmetros instantâneos da aeronave, não havendo um método ideal para todos os instantes. Mostra-se também, assim, a alta otimização na elaboração do plano de voo real.

Nota-se que a utilização de outros métodos de compensação da perda de massa exigiria uma reestruturação do modelo de controle de tráfego aéreo em uso atualmente. No entanto, a implementação dos novos métodos de controle e observação apresentados, atrelados à métodos computacionais de análise e inteligência artificial, pode vir a permitir a implementação destes outros métodos com segurança.

7.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

As conclusões deste trabalho abrem a possibilidade de trabalhos futuros que continuem a análise do voo de cruzeiro. Entre as possibilidades, sugere-se:

- Modelagem de simulações mais precisas, que considerem os efeitos da curvatura e rotação da terra;
- Modelagem do modelo aerodinâmico com o uso de uma polar de arrasto não-parabólica, que considere os efeitos do número de Mach;
- Elaboração de uma rotina de cálculo automático e instantâneo do melhor método de compensação da perda de massa;
- Reavaliação dos casos para um voo com aeronave turbo-hélice, analisando as diferenças nos modelos e nos resultados;
- Reavaliação dos casos para um voo com aeronave supersônica, analisando as diferenças nos modelos e nos resultados;
- Implementação de modelos de vento para avaliar seu impacto no alcance, restringindo ou amparando o uso de altitudes maiores ou menores.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Airbus. **A330-300**: Powering into the future. 2020. Acesso em 22 abr. 2020. Disponível em: <<https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a330-family/a330-300.html>>.

Airbus. **A330-900**: Powering into the future. 2020. Acesso em 22 abr. 2020. Disponível em: <<https://www.airbus.com/aircraft/passenger-aircraft/a330-family/a330-900.html>>.

AIRPORT Operations - AutoCAD 3 view aircraft drawings. Airbus, 2016. Acessado em 18 Jul 2020. Disponível em: <<https://www.airbus.com/aircraft/support-services/airport-operations-and-technical-data/autocad-3-view-aircraft-drawings.html>>.

ANDERSON, J. D. **Aircraft Performance and Design**. College Park, MD: WCB/McGraw-Hill, 1999. 302 p.

_____. **Introduction to Flight. 7th Edition**. New York, NY: McGraw-Hill, 2012. 945 p.

AZUL receives the first Airbus A330neo in the Americas. Airbus, 2019. Acessado em 18 Jul 2020. Disponível em: <<https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2019/05/azul-receives-the-first-airbus-a330neo-in-the-americas.html>>.

BINS, W. **Berechnung des Auftriebs**. 2012. Acesso em 12 maio 2020. Disponível em: <<http://walter.bislins.ch/aviatik/index.asp?page=Berechnung+des+Auftriebs>>.

COOK, M. V. **Flight Dynamics Principles: A linear systems approach to aircraft stability and control**. 3rd edition. Waltham, MA: Elsevier, 2013. 578 p.

da Silva, A. L.; PAGLIONE, P. **Notas de Aula de Desempenho de Aeronaves**. [S.l.]: Universidade Federal de Santa Maria, 2020.

EUROCONTROL. **ACAS X The future of airborne collision avoidance**. Europe, 2013. 10 p. Acesso em 10 dez. 2019. Disponível em: <<https://www.skybrary.aero/bookshelf/books/2390.pdf>>.

EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **European Aviation Environmental Report 2019**. Europe, 2019. 112 p. Acesso em 10 dez. 2019. Disponível em: <<https://ec.europa.eu/transport/sites/transport/files/2019-aviation-environmental-report.pdf>>.

FILIPPONE, A. **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Oxford: Elsevier, 2006. 594 p.

GLOUDEMANS, T. W. **Aircraft Performance Parameter Estimation using Global ADS-B and Open Data**. 2016. 34 f. Dissertação (Master in Control and Simulation) — Delft University of Technology, Delft, Netherlands, 2016.

INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION. **ICAO Aircraft Engine Emissions Databank**. 27. ed. [S.l.], 2020. Acesso em 20 jul. 2020. Disponível em: <<https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>>.

JARDINE, C. N. **Calculating The Carbon Dioxide Emissions Of Flights**. [S.l.], 2009. Acesso em 12 mai. 2020. Disponível em: <<https://www.eci.ox.ac.uk/research/energy/downloads/jardine09-carboninflights.pdf>>.

JENSEN, L. L.; HANSMAN, R. J. **Fuel Efficiency Benefits and Implementation Considerations for Cruise Altitude and Speed Optimization in the National Airspace System**. 2014. 86 f. Dissertação (Master os Science) — Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2014.

KUNDU, A. K.; PRICE, M. A.; RIORDAN, D. **Theory and Practice of Aircraft Performance**. Chichester: John Wiley Sons, 2016. 707 p.

LEE, D. S. et al. Aviation and global climate change in the 21st century. **Atmospheric Environment**, v. 43, p. 35203537, 2009.

LOVEGREN, J. A. **Estimation of Potential Aircraft Fuel Burn Reduction in Cruise via Speed and Altitude Optimization Strategies**. 2011. 97 f. Dissertação (Master os Science) — Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, 2011.

MAKING the best better: Trent 7000 for the airbus a330neo. Rolls Royce. Acessado em 16 Jun 2020. Disponível em: <<https://www.rolls-royce.com/products-and-services/civil-aerospace/airlines/trent-7000.aspx#section-contacts>>.

MARTIN, SWAYNE. **How A TCAS Triple RA Event Happened In RVSM Airspace**. Boldmethod, 2019. Acessado em 08 dez 2019. Disponível em: <<https://www.boldmethod.com/learn-to-fly/airspace/triple-ra-event-in-rvsm-airspace/>>.

MCCLAMROCH, N. H. **Steady Aircraft Flight and Performance**. Princeton, New Jersey: Princeton University Press, 2011. 414 p.

MCKINLAY, R. M.; HEATON, G. R. I.; FRANCHI, J. Operational experience on concorde. In: ICAS CONGRESS, 10th., 1976, Ottawa, Canada. [S.l.]: ICAS, 1976. p. 563–571.

MOZDZANOWSKA, A. L. et al. Dynamics of air transportation system transition and implications for ads-b equipage. In: AIAA AVIATION TECHNOLOGY, INTEGRATION AND OPERATIONS CONFERENCE, 7., 2007, Belfast. Cambridge: AIAA, 2007. Acesso em: 14/10/2019.

National Academies of Sciences, Engineering and Medicine. **Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions**. Washington, DC: The National Academies Press, 2016. 122 p.

NATIONAL AIR TRAFFIC SERVICES. **Ten steps to flight efficiency: Whats your contribution?** United Kingdom, 2013. Acesso em 14 out. 2019. Disponível em: <https://www.nats.aero/wp-content/uploads/2013/05/11001_NATS_Swatch-book_Online_Linked_240413_HS.pdf>.

NG, H. K.; BANAVAR, S.; GRABBE, S. Optimizing aircraft trajectories with multiple cruise altitudes in the presence of winds. **JOURNAL OF AEROSPACE INFORMATION SYSTEMS**, v. 11, p. 35–46, 2014.

OBERT, E. **Aerodynamic Design of Transport Aircraft**. Delft University of Technology: IOS Press, 2009. 657 p.

RIVAS, D. et al. An analysis of maximum range cruise including wind effects. **Aerospace Science and Technology**, v. 14, p. 38–48, 2010.

ROSKAM, J.; CHUAN-TAU, E. L. **Airplane Aerodynamics and Performance**. Lawrence, Kansas: DARcorporation, 1997. 743 p.

SAARLAS, M. **Aircraft Performance**. Hoboken, New Jersey: John Wiley Sons, 2007. 294 p.

SADRAEY, M. H. **Aircraft Performance: An Engineering Approach**. Boca Raton: CRC Press, 2016. 572 p.

SAUSEN, R.; SCHUMANN, U. Estimates of the climate response to aircraft CO₂ and NO_x emissions scenarios. **Climatic Change**, v. 44, p. 2758, 2000.

SUN, J.; HOEKSTRA, H.; ELLERBROEK, J. Estimating aircraft drag polar using open flight surveillance data and a stochastic total energy model. **Transportation Research**, Part C 114, p. 391–404, 2020.

SUN, J.; HOEKSTRA, H. M.; ELLERBROEK, J. Aircraft drag polar estimation based on a stochastic hierarchical model. In: SESAR INNOVATION DAYS, 7., 2018, Salzburg, Austria. [S.l.]: SESAR, 2018. Acesso em: 13/04/2020.

TAP. **Conhecer a Frota: A330**. 2020. Acesso em 22 abr. 2020. Disponível em: <<https://www.flytap.com/pt-br/a-bordo/conhecer-a-frota?tabid=filters-tab3>>.

US. Standard Atmosphere. Washington, D.C: U.S. Government Printing Office, 1976.

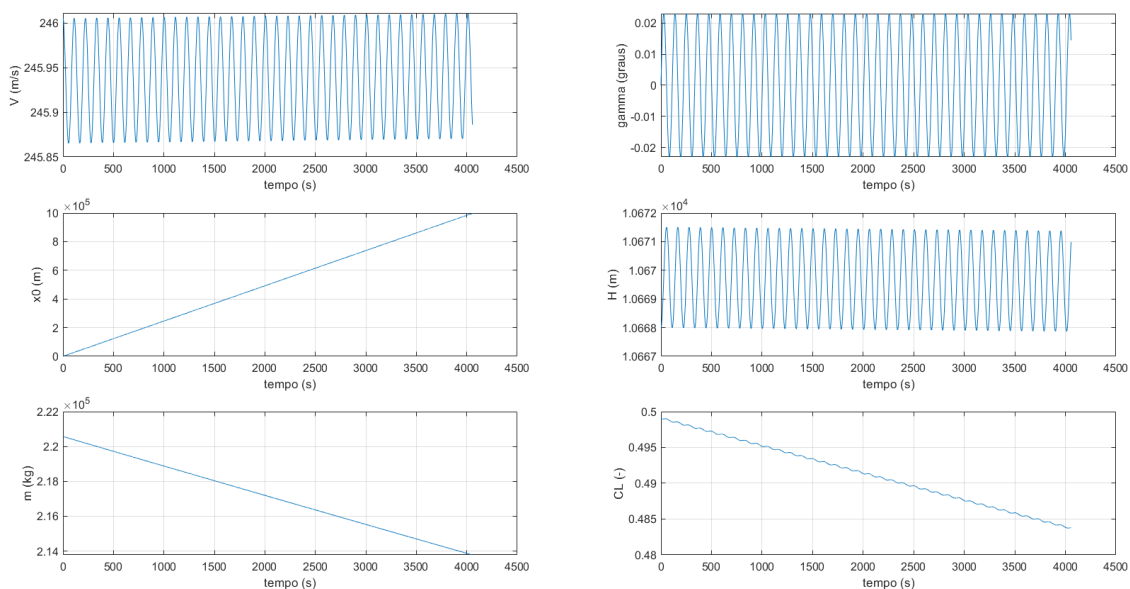
WILSON, A. **Dutch airline KLM calls for people to fly less**: The Netherlands national airline urges people to fly responsibly and to invest in its carbon-offsetting scheme. *The Guardian*, 2015. Acessado em 08 dez 2019. Disponível em: <<https://www.theguardian.com/travel/2019/jul/11/dutch-airline-klm-calls-for-people-to-fly-less-carbon-offsetting-scheme>>.

YU, W. et al. Multi-objective optimization of aircraft design for emission and cost reductions. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 27, p. 52–58, 2014.

APÊNDICE A – RESULTADOS DA SIMULAÇÃO DE VALIDAÇÃO

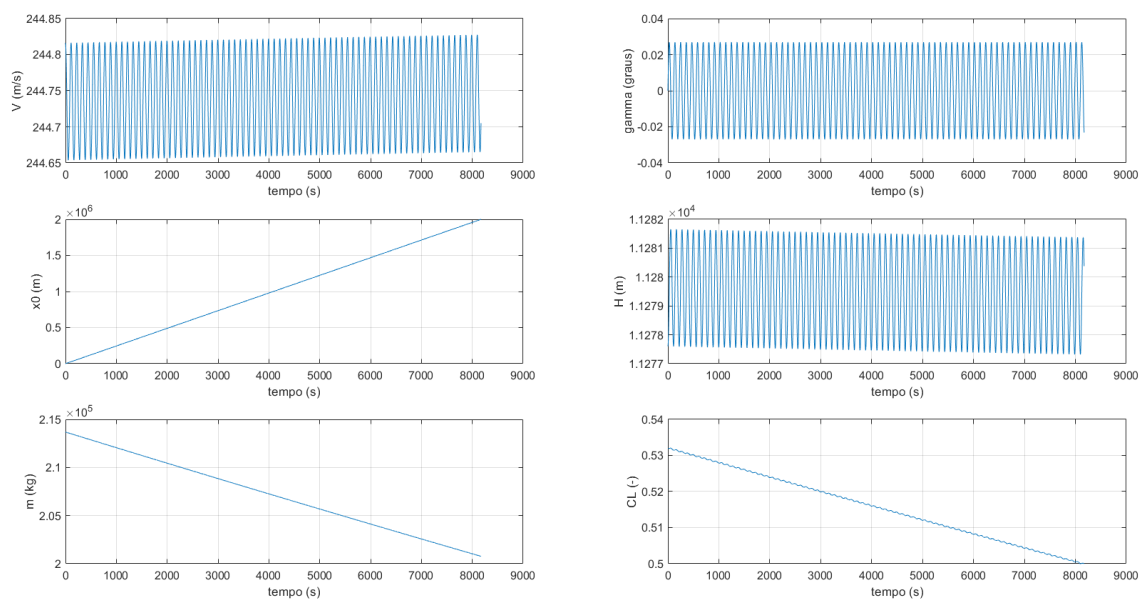
A.1 – VOO 1

Figura A.1 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL350



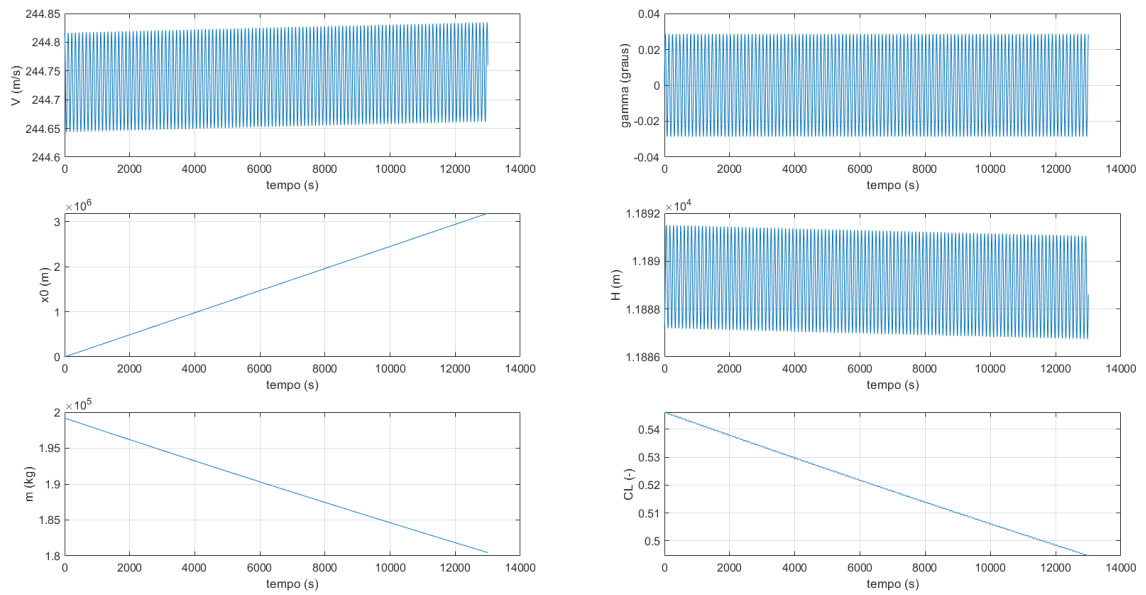
Fonte: Autor.

Figura A.2 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL370



Fonte: Autor.

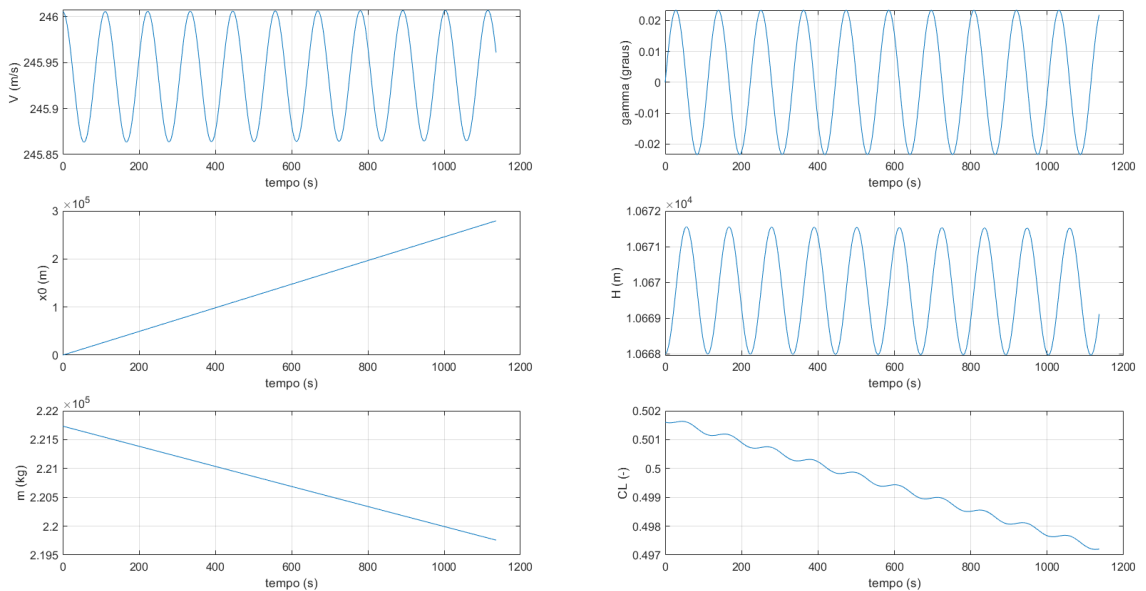
Figura A.3 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 1 - FL390



Fonte: Autor.

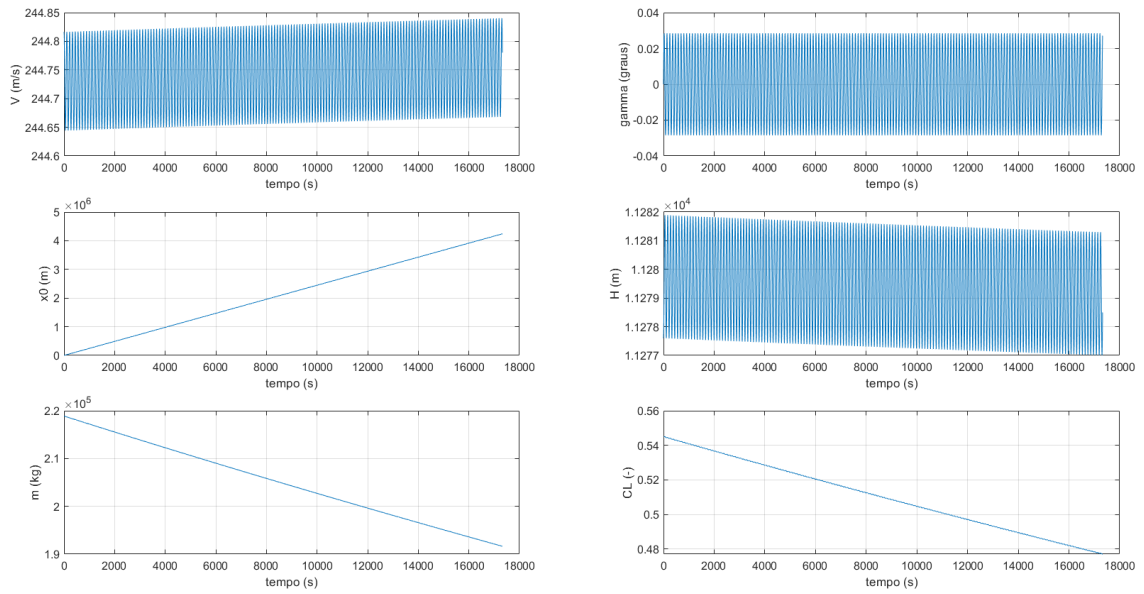
A.2 – VOO 2

Figura A.4 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL350



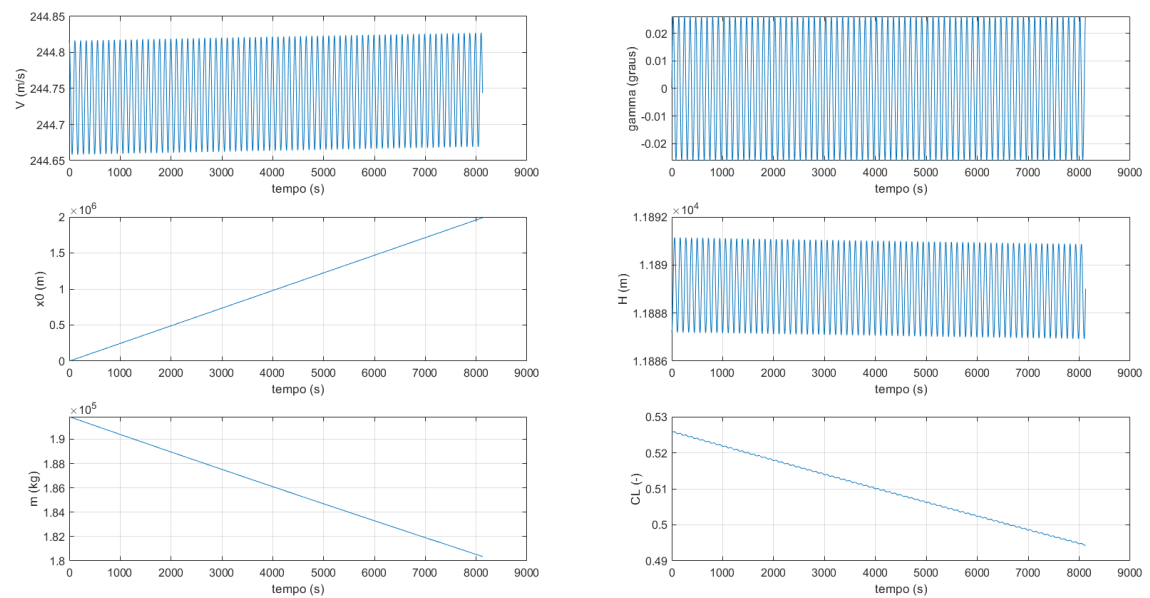
Fonte: Autor.

Figura A.5 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL370



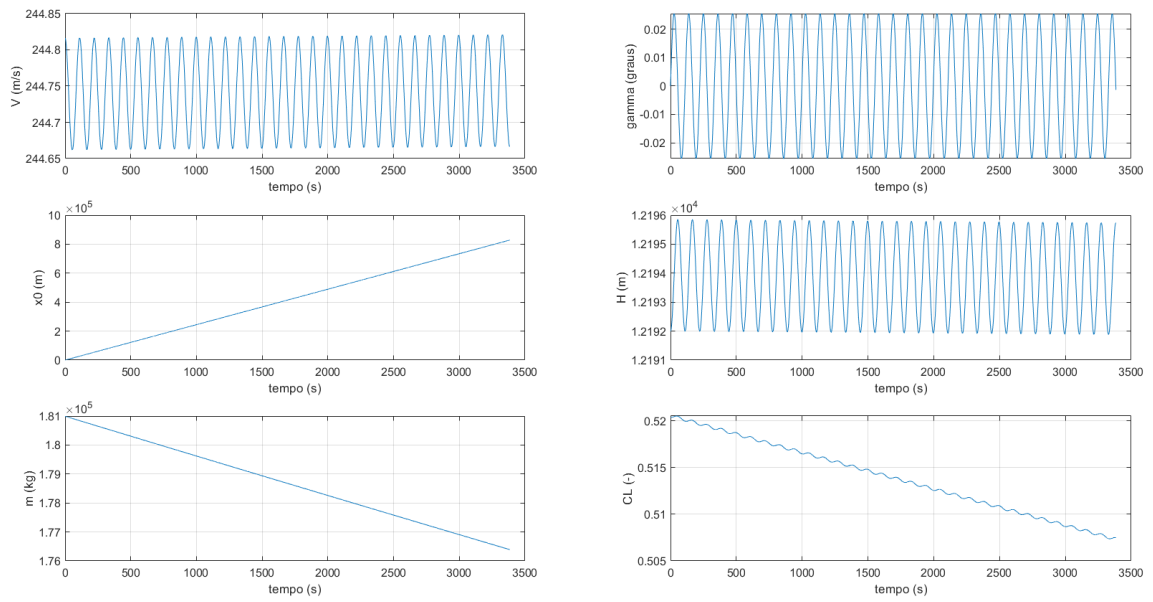
Fonte: Autor.

Figura A.6 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL390



Fonte: Autor.

Figura A.7 – Principais parâmetros da simulação de validação para o voo 2 - FL400

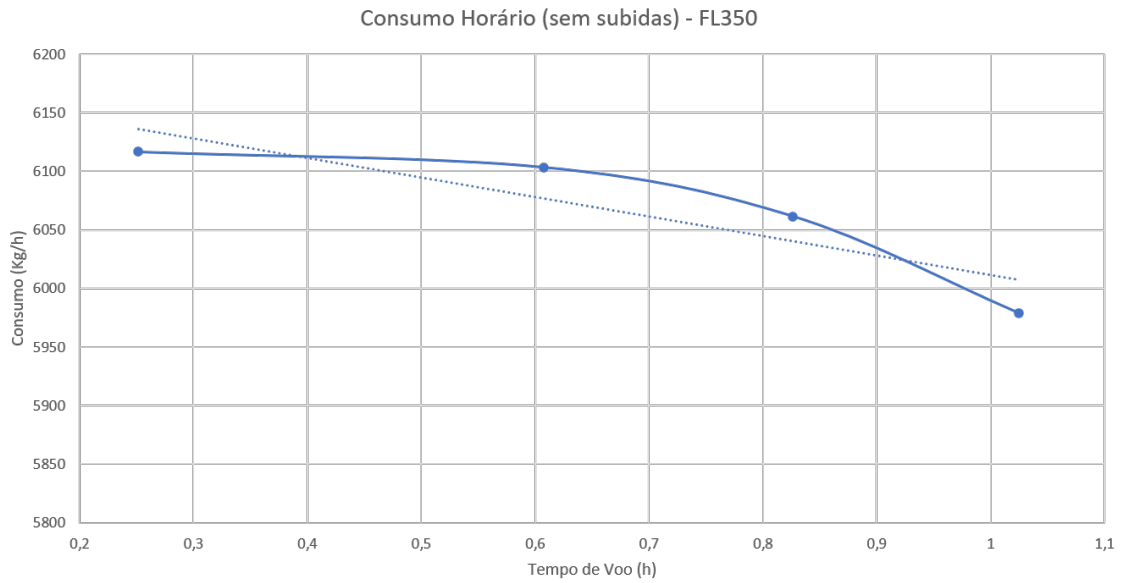


Fonte: Autor.

APÊNDICE B – MÉDIAS DE CONSUMO POR NÍVEL

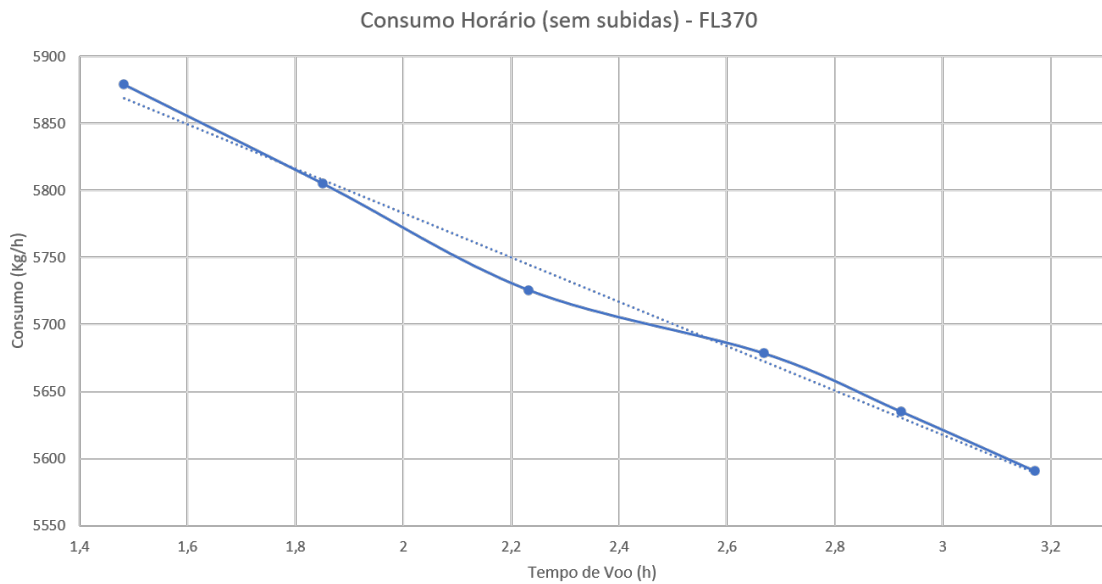
B.1 – VOO 1

Figura B.1 – Consumo horário para o FL350 no voo 1 (sem trechos de subida).



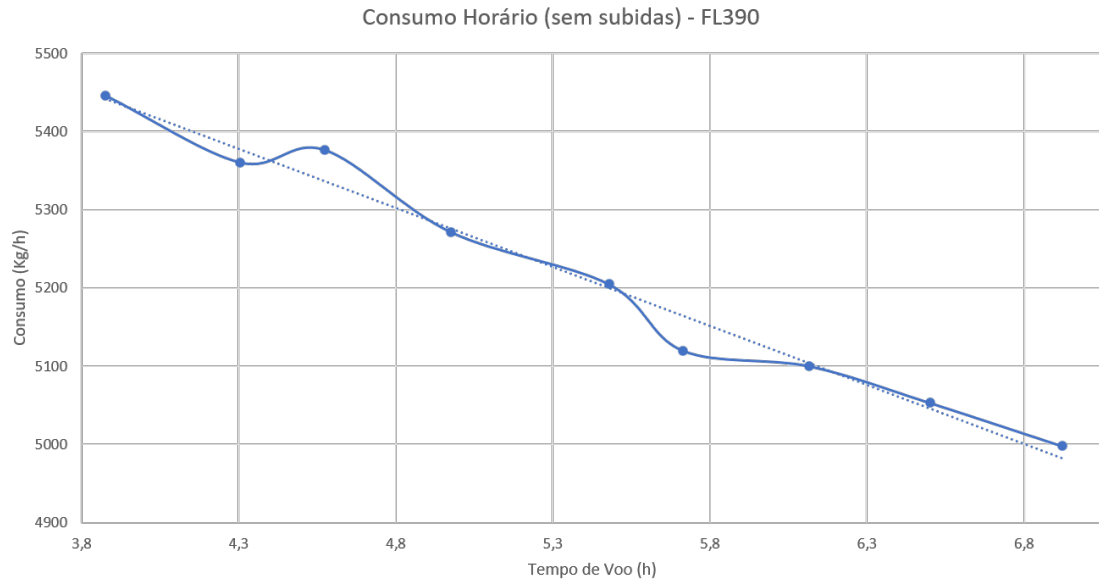
Fonte: Autor.

Figura B.2 – Consumo horário para o FL370 no voo 1 (sem trechos de subida).



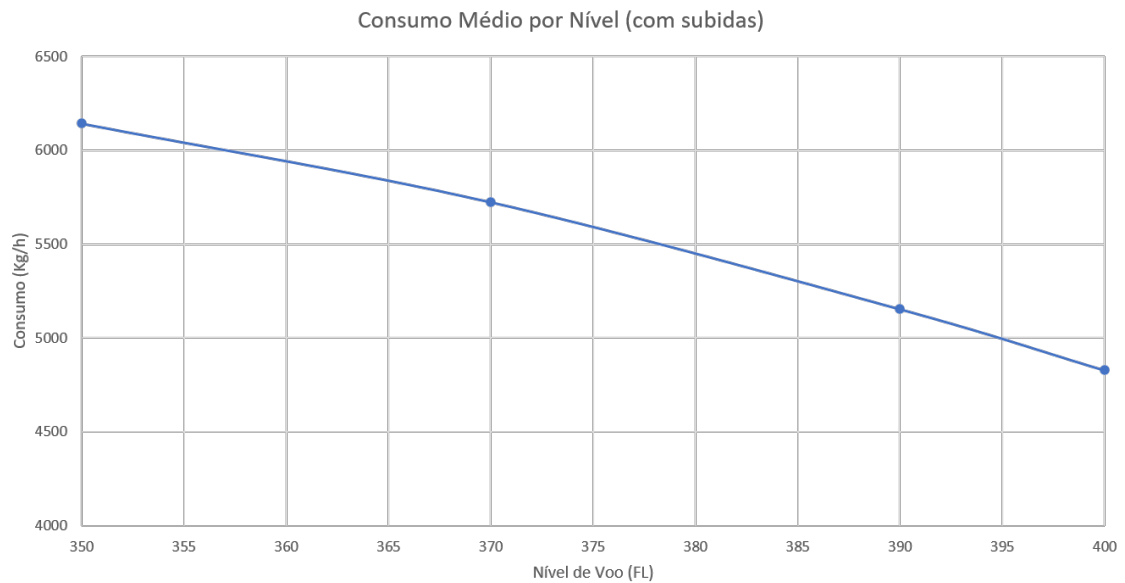
Fonte: Autor.

Figura B.3 – Consumo horário para o FL390 no voo 1 (sem trechos de subida).



Fonte: Autor.

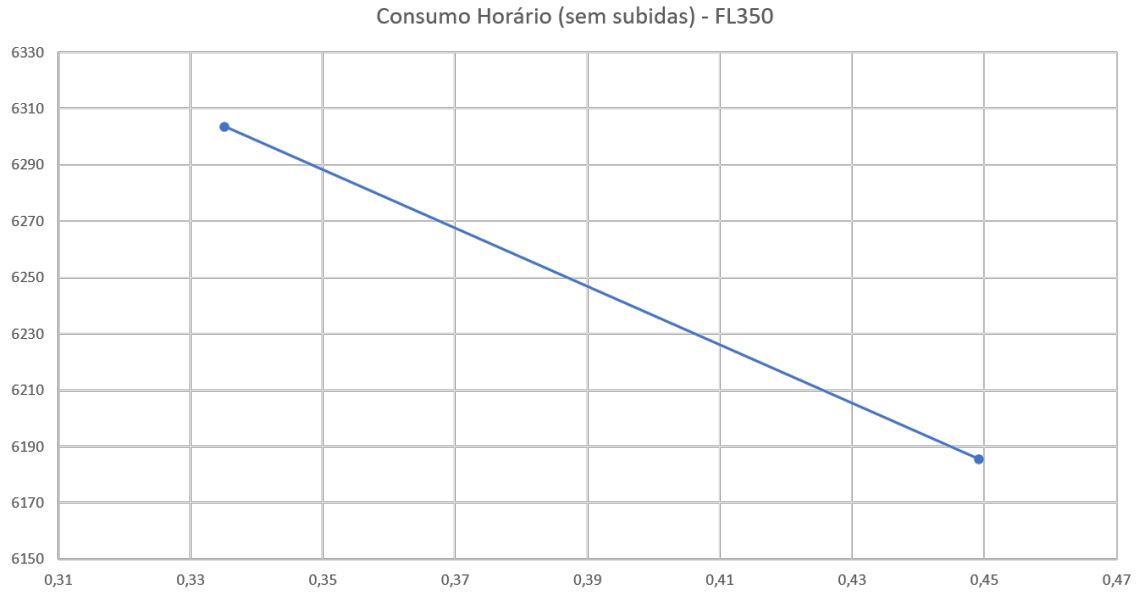
Figura B.4 – Consumo médio de cada nível (incluindo trechos de subida) no voo 1.



Fonte: Autor.

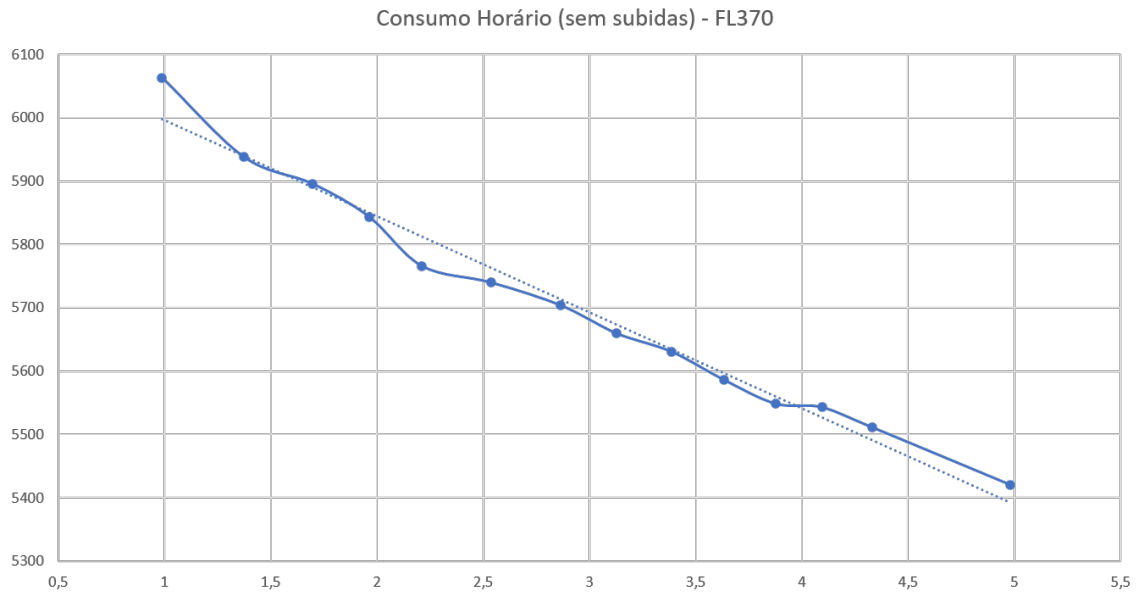
B.2 – VOO 2

Figura B.5 – Consumo horário para o FL350 no voo 2 (sem trechos de subida).



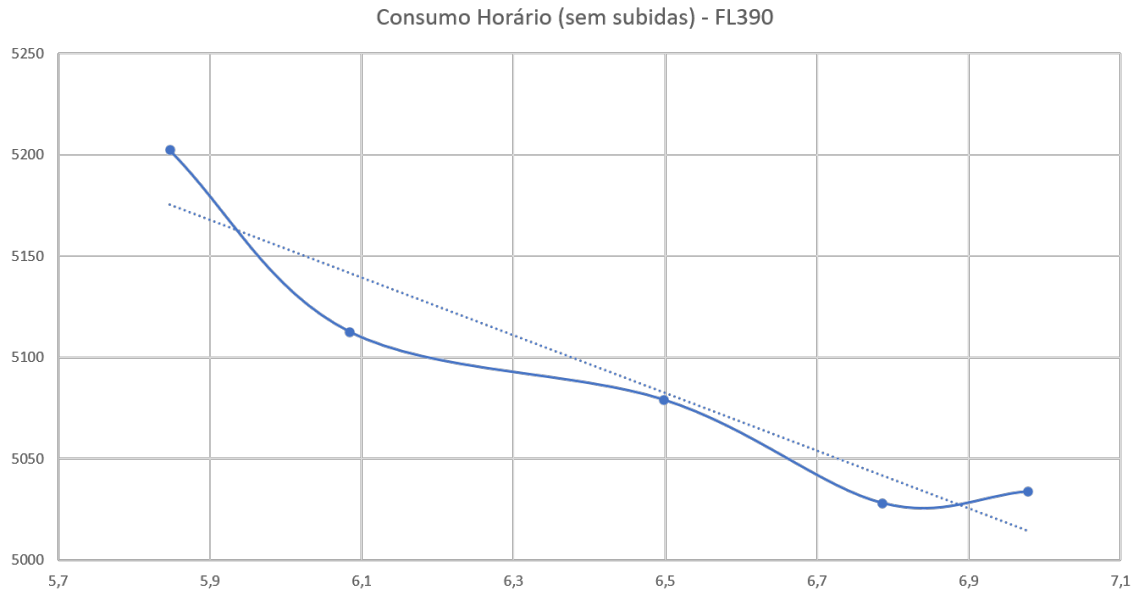
Fonte: Autor.

Figura B.6 – Consumo horário para o FL370 no voo 2 (sem trechos de subida).



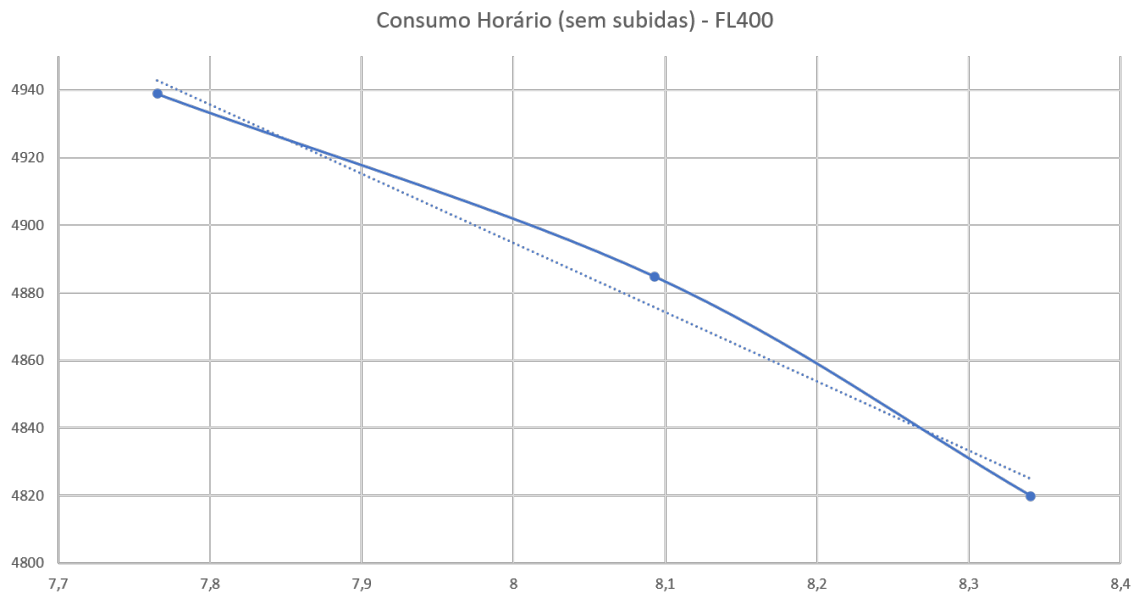
Fonte: Autor.

Figura B.7 – Consumo horário para o FL390 no voo 2 (sem trechos de subida).



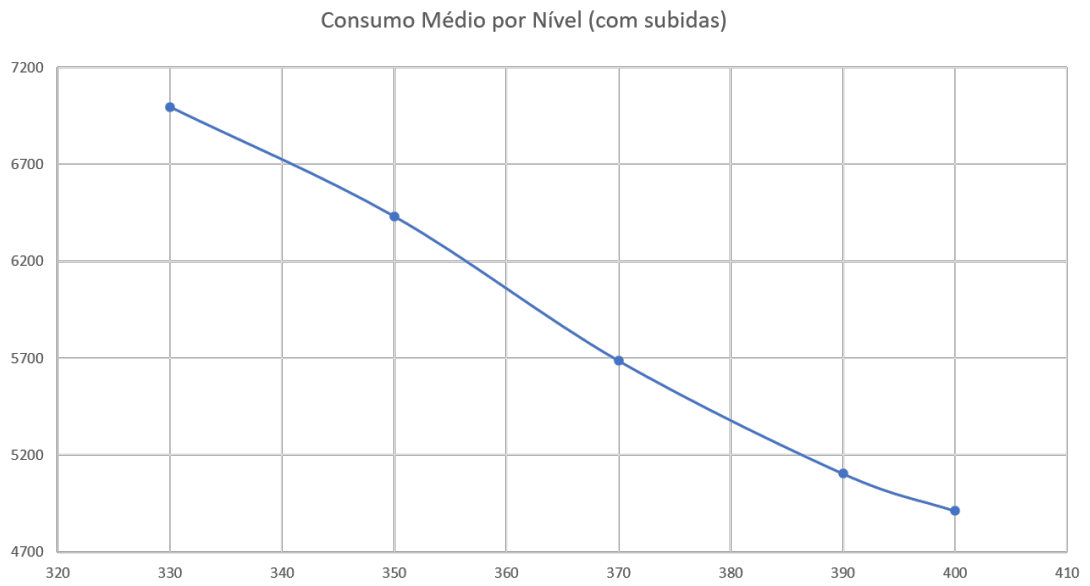
Fonte: Autor.

Figura B.8 – Consumo horário para o FL400 no voo 2 (sem trechos de subida).



Fonte: Autor.

Figura B.9 – Consumo médio de cada nível (incluindo trechos de subida) no voo 2.



Fonte: Autor.