

ALBANO FREIRE DE SOUSA JUNIOR

**OTIMIZAÇÃO DE ALTITUDE DE VOO PARA AERONAVES EXECUTIVAS
PARA ECONOMIA DE COMBUSTÍVEL E TEMPO**

ALBANO FREIRE DE SOUSA JUNIOR

OTIMIZAÇÃO DE ALTITUDE DE VOO PARA AERONAVES EXECUTIVAS
PARA ECONOMIA DE COMBUSTÍVEL E TEMPO

Trabalho de Graduação
apresentado ao Conselho de Curso de
Graduação em Engenharia Mecânica da
Faculdade de Engenharia do Campus de
Guaratinguetá, Universidade Estadual
Paulista, como parte dos requisitos para
obtenção do diploma de Graduação em
Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci

Co-Orientador: M.E. Marcos Rodrigo da Silva

Guaratinguetá

2012

S725o	<p>Sousa Junior, Albano Freire de Otimização de altitude de vôo para aeronaves executivas para economia de combustível e tempo / Albano Freire de Sousa Junior – Guaratinguetá : [s.n], 2012. 58 f : il. Bibliografia: f. 63</p> <p>Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2012. Orientador: Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci Coorientador: Marcos Rodrigo da Silva</p> <p>1. Aviação - combustíveis I. Título</p> <p style="text-align: right;">CDU 629.733</p>
-------	---

**OTIMIZAÇÃO DE ALTITUDE PARA AERONAVES EXECUTIVAS
PARA ECONOMIA DE COMBUSTIVEL E TEMPO**

ALBANO FREIRE DE SOUSA JUNIOR


ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO
COMO PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO
DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. ANTÔNIO WAGNER FORTI

Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. Luiz Roberto Carrocci
Orientador / UNESP-FEG


Prof. Dr. Petronio Masanobu Tanisho
UNESP-FEG


M.E. Marcos Rodrigo da Silva
EMBRAER

DADOS CURRICULARES**ALBANO FREIRE DE SOUSA JUNIOR**

NASCIMENTO 29.01.1987 – SÃO PAULO / SP

FILIAÇÃO MARIA MADALENA DA SILVA
ALBANO FREIRE DE SOUSA

2007/2012 Curso de Graduação
Engenharia Mecânica - UNESP

Dedico este trabalho de modo especial, à minha mãe, que se esforçou para me manter na faculdade durante os primeiros anos, meu avô que me colocou um sonho na cabeça, e minha esposa pelo apoio nas horas mais difíceis.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente agradeço a Deus, sempre presente na minha mesmo quando estive distante, responsável por ter me dado minha vida, minha inteligência e minha família,

ao meu avô, José Vital da Silva, falecido em Janeiro de 1998, por ter sido uma grande referência na minha vida e ter acreditado que um dia eu seria engenheiro,

a minha mãe, Maria Madalena da Silva, que com muita dificuldade mas com muita dedicação, me deu condições de iniciar a faculdade e me manter financeiramente no inicio,

aos meus amigos de republica NÓS S/A, que foram muito importantes no inicio da faculdade, com quem vivi muitos bons momentos e que se tornaram companheiros para toda vida,

aos amigos da faculdade, com quem tive muitos bons momentos dentro e fora da faculdade e que também estiveram juntos nas aflições do dia-a-dia da faculdade,

a minha esposa, Márcia Andréia pereira, que nos últimos anos foi muito importante em todas as minhas decisões e me ajudou a sempre atingir meus objetivos e chegar mais longe,

ao meu orientador Dr. Luiz Roberto Carrocci, por ter apoiado e incentivado meu trabalho, além de sempre estar disponível em todos os momentos que precisei,

a empresa EMBRAER , em especial ao engenheiro Marcos Rodrigo da Silva, que me ajudou em meu trabalho e que teve grande importância para meu desenvolvimento durante o estágio, e também ao meu supervisor Felipe Magno Turetta que sempre esteve disponível para dialogo e troca de experiências.

“Talvez não tenha conseguido fazer o melhor, mas lutei para que o melhor fosse feito. Não sou o que deveria ser, mas Graças a Deus, não sou o que era antes”

(Marthin Luther King)

SOUSA JR., A. F. **Otimização de altitude de vôo para aeronaves executivas para economia de combustível e tempo.** 2012. 63 f. Trabalho de Graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2012.

RESUMO

Neste trabalho aborda-se, de forma simplificada, a análise da trajetória de uma aeronave percorrendo as 3 principais fases de um vôo, subida, cruzeiro e descida, com relação ao consumo de combustível e tempo. A partir desta análise é desenvolvida uma ferramenta que visa otimizar o procedimento operacional de planejamento de vôo, fornecendo uma altitude que atende a economia de combustível durante a viagem, ou minimiza o tempo de viagem. A utilização de uma das altitudes fica a critério do operador, que procura atender as necessidades operacionais de cada viagem, ficando os resultados fornecidos pela ferramenta como uma primeira aproximação para o perfil de vôo que também levanta os aspectos econômicos de cada possibilidade de decisão a ser tomada.

Como o mercado aeronáutico tem problemas bem específicos, como a otimização da altitude de vôo, existe a necessidade de soluções bem customizadas que muitas vezes podem não atender todas as restrições para cada operador e seu respectivo tipo de operação. Quando tratamos de aeronaves executivas, observamos operadores que não tem um suporte de engenharia e logísticos suficientes, quando comparados com grandes companhias aéreas, para analisar todas as exceções de sua operação específica, criando muitas vezes desperdícios que podem ser evitados com uma ferramenta como a descrita neste trabalho.

PALAVRAS-CHAVE: Otimização, Rotas de Aeronaves, Fases de vôo, Planejamento de vôo, Consumo de combustível.

SOUSA JR., A. F. **Flight altitude optimization for executive aircrafts to fuel saving and time saving.** 2012. 63 f. Graduate Work (Graduate in Mechanical Engineering) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2012.

ABSTRACT

This work approaches, in a simplified manner, the analysis of an aircraft's trajectory through the 3 main flight phases, climb, cruise and descent, related to fuel consumption and elapsed time. From this analysis is developed a tool that aims optimize the flight planning operational procedure, providing an altitude that comply with fuel saving during the trip, or minimizes the trip time. The use of any altitude is an operator's decision, that aims comply with their operational needs of each trip, getting the results provided by the tool as a primary approach to the flight profile that also bring up economics aspects of each possibility of decision to be taken.

Since the aeronautical Market has singular problems, as the flight altitude optimization, there is the need to solutions very customized that many times can not attend every restriction for each operator and its related kind of operation. When we talk about executive aircrafts, is possible to note that its operators does not have enough engineering and logistic support, when compared to huge airlines companies, to analyze all exceptions of each singular operation, creating many times wastes that can be avoiding with a tool described herein in this work.

KEY-WORDS: Optimization, Aircrafts routes, Flight phases, Flight planning, Fuel consumption.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Representação esférica da superfície terrestre	3
Figura 2 – Gráfico Gráfico de distâncias reais publicadas e distâncias calculadas para superfície esférica	4
Figura 3 – Estimativa de tempo para cada fase de voo	9
Figura 4 – Perfis de subida possíveis.	10
Figura 5 – Perfil de velocidade de subida	11
Figura 6 – Efeito da técnica de subida no consumo de combustível para 120 nm... 12	
Figura 7 – Efeito da técnica de subida para o tempo para 120 nm..... 12	
Figura 8 – Efeito da técnica de subida no tempo e consumo para 120 nm. 14	
Figura 9 – Alcance específico para determinada altitude..... 14	
Figura 10 – Alcance específico para determinado peso da aeronave..... 15	
Figura 11 - Altitude ótima a Mach constante. 16	
Figura 12 – Relação entre SR e Velocidade Mach em cruzeiro..... 19	
Figura 13 – Perfil de velocidades para descida	19
Figura 14 – Resultado Emitido pela Ferramenta..... 30	
Figura 14 – Validação da rotina	31

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Característica de Perfis de Descida.....	20
Tabela 2 – Influência do Peso da Aeronave na Descida.....	21
Tabela 3 – Rotina de cálculos ponto a ponto.....	37
Tabela 4 – Valores de Consumo de Combustível e Tempo para todas altitudes. ..	40
Tabela 5 – Tempo e consumo entre GRU e SDU.....	41
Tabela 6 – Tempo e consumo entre GRU e PLU	42
Tabela 7 – Tempo e consumo entre GRU e MAO	43

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

NASA	–	National Air Space Agency
AGL	–	Above Ground Level
ISA	–	International Standard Atmosphere
ICAO	–	International Civil Aviation Organization
OAT	–	Outside Air Temperature
SR	–	Specific Range
TAS	–	Total Air Speed
IAS	–	Indicated Air Speed
CAS	–	Calibrated Air Speed
KIAS	–	Knots Indicated Air Speed
FF	–	Fuel Flow
MRC	–	Maximum Range Cruise Speed
LRC	–	Long Range Cruise Speed
MSC	–	Maximum Speed Cruise
VBA	–	Visual Basic for Applications
TOW	–	Take Off Weight
TOD	–	Top of Descent
AEO	–	All Engines Operating
OEI	–	One Engine Inoperative
GRU	–	Código ICAO para Aeroporto Internacional de Guarulhos
SDU	–	Código ICAO para Aeroporto Internacional Santos Dummont
PLU	–	Código ICAO para Aeroporto Internacional da Pampulha
MAO	–	Código ICAO para Aeroporto Internacional de Manaus
FMS	–	Flight Management System

LISTA DE SÍMBOLOS

S	Distância
ϕ	Latitude
λ	Longitude
R	Raio Médio Terrestre
D	Distância
R_e	Raio Médio Terrestre Estimado
h	Altitude Verdadeira
p	Pressão
p_0	Pressão ao Nível do Mar
M	Número de Mach
s	Segundos
nm	Milhas Náuticas
ft	Pés
gal	Galões
USD	Dólar Americano

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO	1
1.1.	Motivação	1
1.2.	Metodologia	1
2.	TEORIA	3
2.1.	Distância entre 2 pontos na superfície terrestre	3
2.1.1.	Superfície esférica.....	3
2.2.	Atmosfera Internacional Padrão (ISA)	7
2.2.1.	Altura da Troposfera	7
2.2.2.	Modelo de Temperatura.....	7
2.2.3.	Modelo de Altitude de Pressão	8
2.3.	Alcance Específico.....	8
2.3.1.	Definição.....	9
2.4.	Fases de Voo	9
2.4.1.	Subida	10
2.4.1.1.	Definição.....	10
2.4.1.2.	Influência da técnica de subida no consumo de combustível.....	12
2.4.2.	Cruzeiro.....	14
2.4.2.1.	Otimização da Altitude de Cruzeiro	15
2.4.2.2.	Otimização de Velocidade de Cruzeiro	17
2.4.2.2.1.	MRC e LRC	17
2.4.2.2.2.	MCS	18
2.5.	Descida.....	19
2.5.1.	Velocidades de Descida.....	19

2.5.1.1.	Efeito da Velocidade de Descida	19
2.5.1.2.	Efeito do Peso de Descida	21
2.5.1.3.	Otimizando a Descida	21
3.	DESCRIÇÃO DA FERRAMENTA	23
3.1.	Geral.....	23
3.2.	Considerações	23
3.3.	Banco de Dados	24
3.4.	Etapas de Cálculo e Processamento de Dados.....	26
3.4.1.	Atribuição de Parâmetros do Vôo.....	26
3.4.2.	Leitura do Banco de Dados e Atribuição de Variáveis.....	28
3.4.3.	Distância entre Aeroportos	30
3.4.4.	Cálculo de Consumo de Combustível e Tempo	30
3.4.4.1.	Subida até Altitude de Cruzeiro.....	31
3.4.4.2.	Cruzeiro em cada altitude	31
3.4.4.3.	Descida a partir da altitude de cruzeiro	33
3.4.4.4.	Cálculo Mínimo Consumo Tempo E Combustível	34
4.	RESULTADOS.....	35
4.1.	Validação rotina de cálculo de distâncias	35
4.2.	Validação da rotina de calculo de altitudes ótimas.....	39
4.3.	Comparação entre vôos MSC e LRC.....	41
4.3.1.	Exemplo 1	41
4.3.2.	Exemplo 2	42
4.3.3.	Exemplo 3	42
5.	CONCLUSÃO	44

5.1.	Consumo de Combustível	44
5.2.	A Ferramenta Fuel Saving	44
	REFERÊNCIAS	46

1. INTRODUÇÃO

Este trabalho visa criar uma ferramenta para otimizar rotas de aeronaves a partir de determinados parâmetros fornecidos pelo planejador de vôo, assim encontrando o melhor perfil de vôo para cada ocasião (Altitude de vôo).

Apesar das grandes restrições impostas pelo controle de tráfego aéreo, o constante desenvolvimento de tecnologias aeronáuticas para comunicação e navegação, o controle da posição de aeronaves poderá no futuro ser bem menos restritivo e muito mais automático, por isso muitas considerações feitas neste trabalho que não são usuais e operacionais, podem se tornar possibilidades no futuro.

1.1. Motivação

No ramo comercial da aviação civil existe alta competitividade, por isso nas companhias aéreas existe a constante preocupação com o desempenho das aeronaves com relação à diminuição de custos operacionais. Um importante fator que afeta consideravelmente estes custos operacionais é o consumo de combustível, e este fator está fortemente ligado com procedimentos operacionais e decisões tomadas para o planejamento de vôo. Porém companhias aéreas têm grande suporte para estudo de consumo de combustível, diferentemente de proprietários individuais, geralmente executivos de alto escalão, ou até mesmo companhias com poucas aeronaves e com objetivo de táxi aéreo, por isso uma ferramenta que automatiza o processo de cálculo de combustível para determinada rota ou que ainda otimize o melhor nível de vôo e procedimentos é essencial para este tipo de usuário.

1.2. Metodologia

Com o intuito de atingir o objetivo de criar a ferramenta de otimização para nível de vôo, foram criados bancos de dados para cada fase de vôo, com base em uma aeronave real, porém os dados foram descaracterizados, multiplicados por um fator desconhecido neste trabalho, para proteger informações confidenciais de performance

da aeronave, mas como o objetivo é desenvolver uma ferramenta para aeronaves genéricas, este fator não influencia no entendimento dos resultados apresentados.

A ferramenta estima ao longo das fases de vôo analisadas, o consumo de combustível e o tempo gasto para cada nível de vôo, a partir dos dados do banco de dados, em seguida a ferramenta indica qual o nível de vôo mais econômico ou mais rápido.

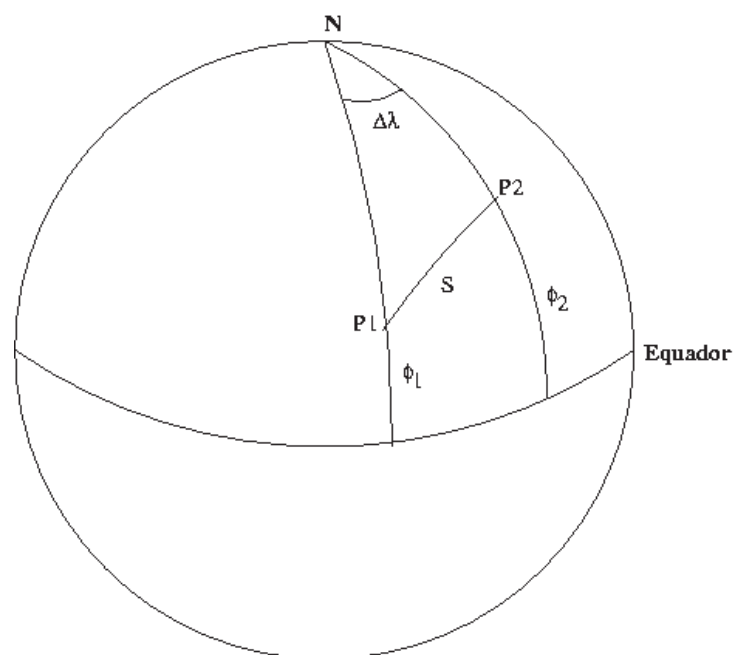
2. TEORIA

2.1. Distância entre 2 pontos na superfície terrestre

Para a aplicação proposta vamos considerar a superfície terrestre como uma superfície esférica. Apesar de apresentar um erro considerável para distâncias intercontinentais, para distâncias de até 4000 nm, que engloba todo o território brasileiro, obtém-se resultados bem próximos dos reais e que podem ser calculados com maior rapidez do que outro tipo de aproximação de superfície terrestre.

2.1.1. Superfície esférica

Figura 1 – Representação esférica da superfície terrestre



A partir da trigonometria esférica, para obtermos a distância entre P1 e P2, o arco S, utilizamos a lei dos cossenos:

$$\cos(S) = \sin(\phi_1) \cdot \sin(\phi_2) + \cos(\phi_1) \cdot \cos(\phi_2) \cdot \cos(\Delta\lambda) \quad (1)$$

$$D = \arccos(S) \cdot R \quad (2)$$

Onde:

S : Arco entre P1 e P2;

ϕ_1 : Latitude do ponto P1;

ϕ_2 : Latitude do ponto P2;

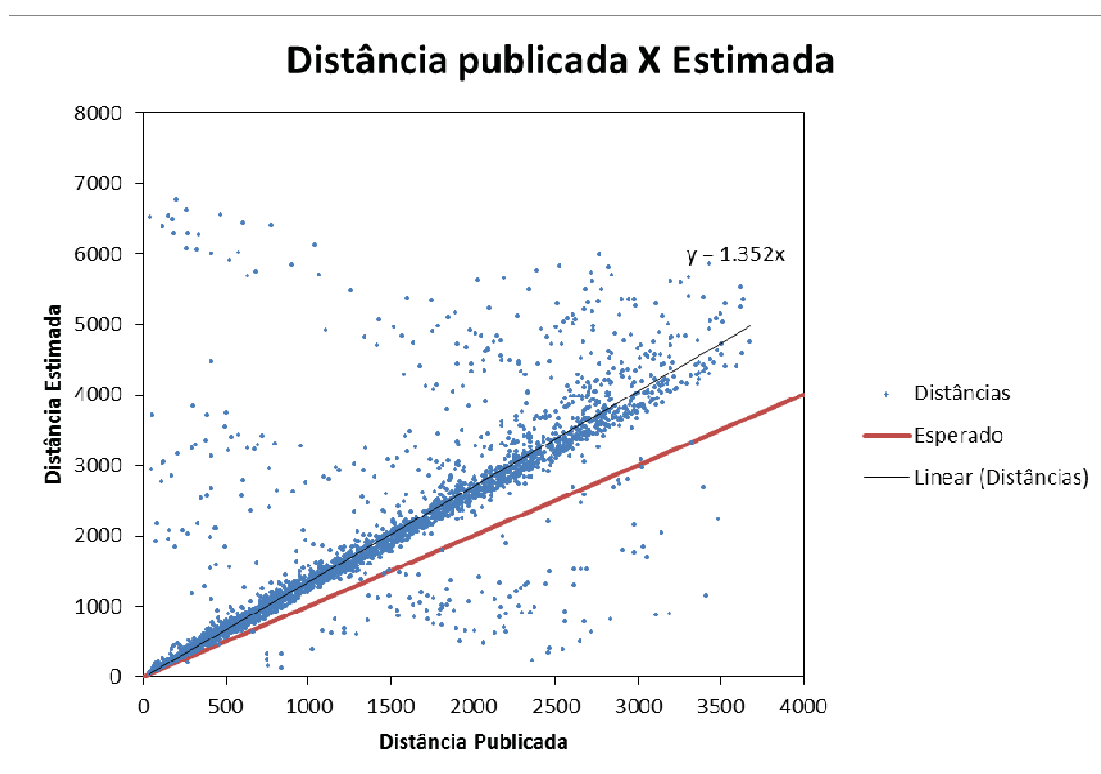
$\Delta\lambda$: Diferença entre Longitudes;

R : Raio médio terrestre;

D : Distância em linha reta calculada entre P1 e P2.

De acordo com a NASA, o raio equatorial médio terrestre é $R = 6378,1 \text{ km}$, porém conforme o gráfico abaixo as distâncias reais publicadas¹ são mais próximas a linha de tendência linear $y = 1.352x$, por isso utiliza-se um raio terrestre maior para se obter uma melhor aderência dos pontos.

Figura 2 – Gráfico de distâncias reais publicadas e distâncias calculadas para superfície esférica



Fonte: Autor

¹ DNER/AP/Div. Planejamento - Serv. Coord. e Gerência de Sistemas Rodoviários

Utilizando-se então:

$$R_e = 6378,1 \cdot 1,352$$

$$R_e = 8623,2 \text{ km}$$

2.2. Atmosfera Internacional Padrão (ISA)

A atmosfera terrestre é uma camada gasosa, com diferentes características ao redor do planeta. Por esta razão, para estudos realizados com performance de aeronaves, é necessário definir um conjunto de condições para um “dia padrão”, usualmente referenciado como Atmosfera Internacional Padrão (do inglês, International Standard Atmosphere), mais comumente representadas pela sigla ISA. A definição de “dia padrão” em uso foi criada pela ICAO (International Civil Aviation Organization) , na década de 1960. Basicamente é um modelo de atmosfera determinado pela média de um conjunto de dados reunidos durante um longo período de tempo, como estes dados foram reunidos principalmente em latitudes médias do hemisfério norte, a definição de ISA é mais representativa nestas regiões.

As principais definições de ISA utilizadas para criação da ferramenta foram: altitude de pressão, temperatura e altitude da troposfera.

2.2.1. Altura da Troposfera

Na Atmosfera Padrão Internacional, a altura da troposfera é definida atualmente como ocorrendo exatamente a 11000 metros ou 36087,24 ft.

2.2.2. Modelo de Temperatura

Dados empíricos coletados ao longo de vários anos e locais ao redor da superfície terrestre, mostram que a variação de temperatura com a altitude é aproximadamente linear. A taxa de variação da temperatura média ao longo da troposfera é mediada em graus Celsius por pé. Esta medição é definida dessa forma simplesmente porque a performance de aeronaves é mais frequentemente especificada em pés.

Abaixo da troposfera as temperaturas são calculadas como:

$$ISA\ OAT = 15 - 0,001982 \cdot h \quad (3)$$

Onde:

ISA OAT : Temperatura da atmosfera (°C);

h : Altitude verdadeira acima do nível do mar (ft).

2.2.3. Modelo de Altitude de Pressão

A equação a seguir expressa a pressão para um dia padrão:

$$p = p_0 \cdot \left(\frac{288,15 - 0,0019812 \cdot h}{288,15} \right)^{5,25588} \quad (4)$$

Onde:

p : Pressão na altitude *h* (ft);

*p*₀ : Pressão no nível do mar (ft);

h : Altitude verdadeira acima do nível do mar (ft).

2.3. Alcance Específico

Os dados observados em vôo são representações pontuais da real capacidade do motor e da aeronave. Estes dados coletados durante o vôo, podem ser utilizados para calcular o alcance específico, que representa a real capacidade de alcance para consumo e quantidade de combustível atual da aeronave. O alcance específico representa o nível de performance sobre condições estabilizadas, mas as condições reais de vôo não são estáveis e estão constantemente variando, como o peso de combustível disponível, por isso a unidade utilizada é expressa em (NM/kg). O alcance

específico não representa o consumo real de combustível para o voo completo, porém é um importante critério de referência utilizado, e tem grande importância para os cálculos dentro das rotinas do programa.

2.3.1. Definição

O alcance específico (SR, do inglês Specific Range) é definido como a distância percorrida por unidade de combustível utilizado. O alcance específico é igual a:

$$SR = \frac{\text{true air speed (TAS)}}{\text{fuel consumption per hour (FF)}} \quad (5)$$

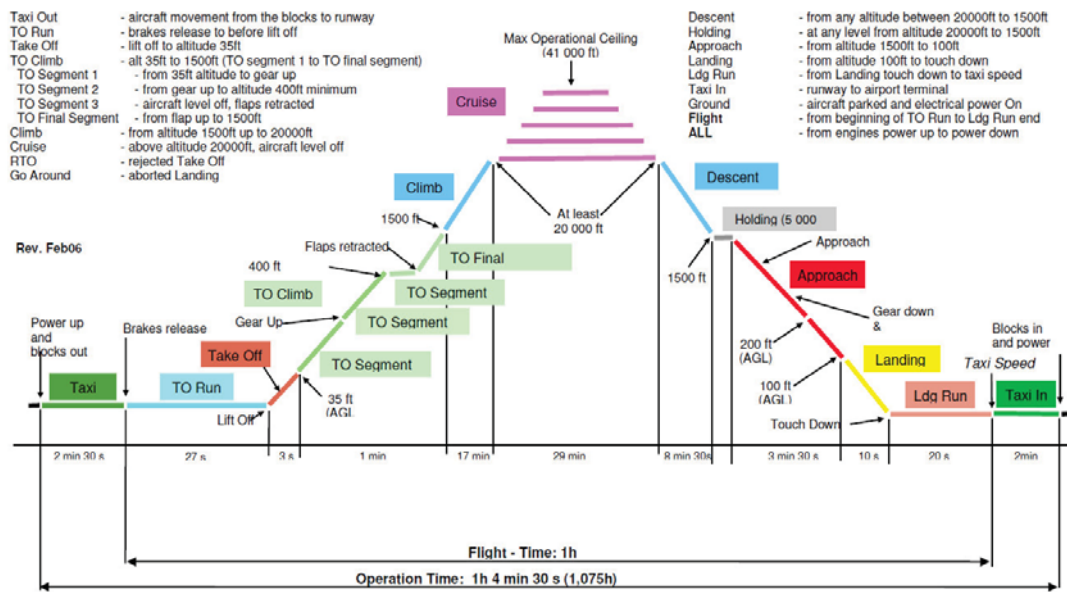
Como TAS é expressa em milhas náuticas por hora (NM/h) e o fluxo de combustível (FF, do inglês Fuel Flow) é expresso em quilogramas por hora (kg/h), o alcance específico é expresso em NM/kg.

O alcance específico para cada conjunto de parâmetros de cruzeiro é fornecido dentro do banco de dados, assim podemos obter este dado ao longo de todo o voo considerando que a aeronave consome combustível, e conseqüentemente fica mais leve.

2.4. Fases de Voo

Durante o percurso da viagem, a aeronave passa por diferentes fases de voo. Cada fase de voo tem uma característica de performance e objetivos diferentes, como estudar todas as fases possíveis torna o problema mais complexo, e o consumo de combustível e tempo em muitas fases pode ser desconsiderado com relação a outras, a partir da figura a seguir tem-se os tempos estimados para as fases de voo mais importantes. Utiliza-se para o estudo da performance apenas as 3 fases mais importantes (maior utilização de tempo).

Figura 3 – Estimativa de tempo para cada fase de vôo durante uma viagem de 1 hora (no ar)

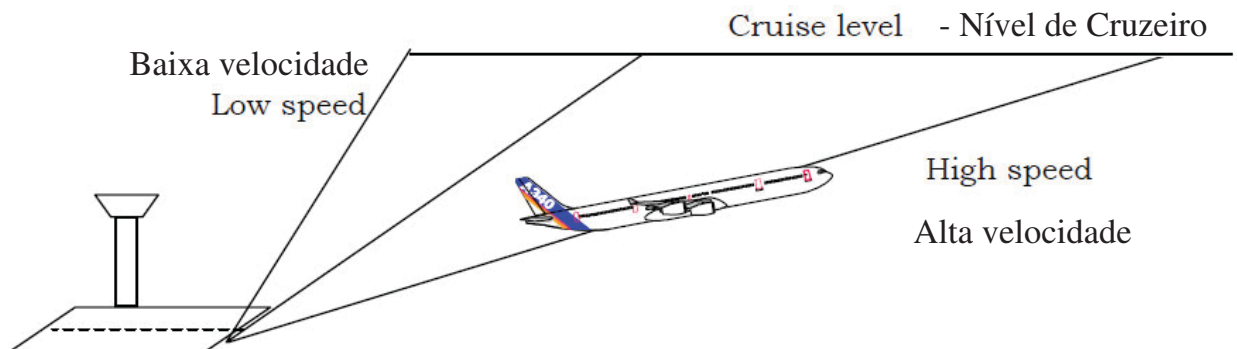


2.4.1. Subida

2.4.1.1. Definição

O perfil de subida varia conforme as leis de velocidade. Quanto maior a velocidade, a aeronave não tem potência de motor suficiente para manter uma alta razão de velocidade de subida (altitude/tempo), por isso percorre uma distância horizontal maior.

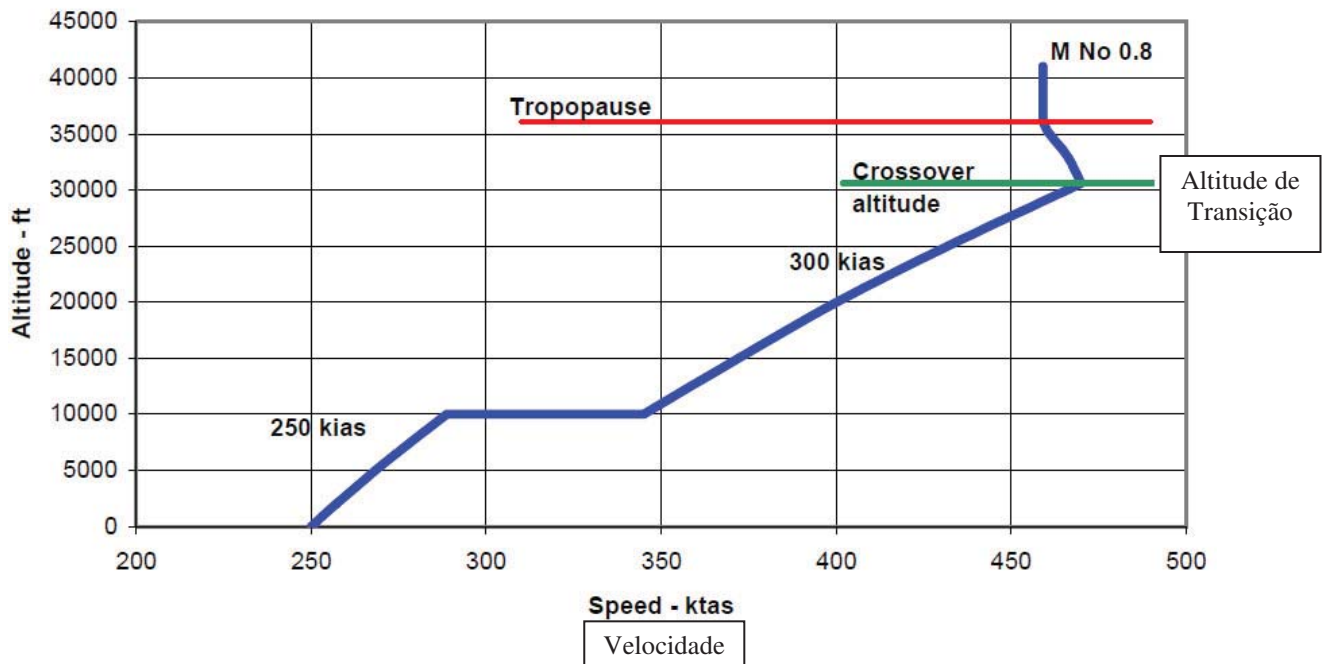
Figura 4 – Perfis de subida possíveis.



Esta fase de vôo pode ser normalmente percorrida em duas sub-fases:

- Velocidade constante (IAS) até a altitude de transição;
- Caso seja ultrapassada a altitude de transição uma velocidade constante Mach é mantida até a altitude de cruzeiro.

Figura 5 – Perfil típico de velocidade de subida



A altitude de transição é a altitude na qual muda-se a velocidade de IAS constante para velocidade Mach constante, esta velocidade é uma medida relativa entre velocidades, por isso se torna muito útil para comparação entre todas altitudes.

Durante a subida, com constante IAS, a velocidade real da aeronave (TAS) e o número de Mach aumenta. Consequentemente, um perfil de subida com velocidade Mach constante também conhecida como TAS, e a IAS diminuem até a troposfera.

A velocidade Mach é definida como:

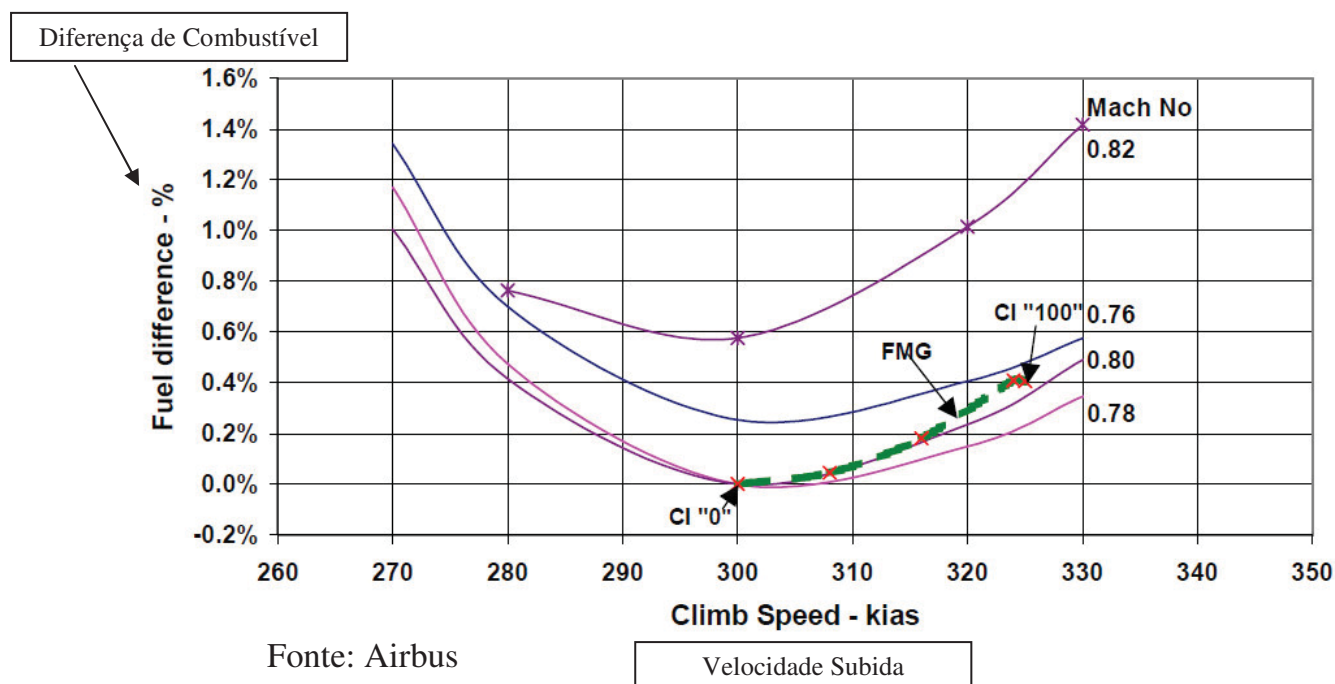
$$M = \frac{\text{velocidade real}}{\text{velocidade do som na altitude}} \quad (6)$$

Para conseguirmos calcular os reais efeitos das técnicas de subida, a fase de subida e cruzeiro devem ser avaliadas conjuntamente. Uma subida curta, aumenta a distância necessária para cruzeiro, já um perfil de subida com baixa velocidade necessita de mais aceleração para atingir a velocidade de cruzeiro necessária em uma altitude que não seria favorável atingir esta aceleração devido à performance da aeronave.

2.4.1.2. Influência da técnica de subida no consumo de combustível

O gráfico a seguir mostra a variação da queima de combustível com a técnica de subida sobre uma descida adicionada a uma distância de cruzeiro sobressalente.

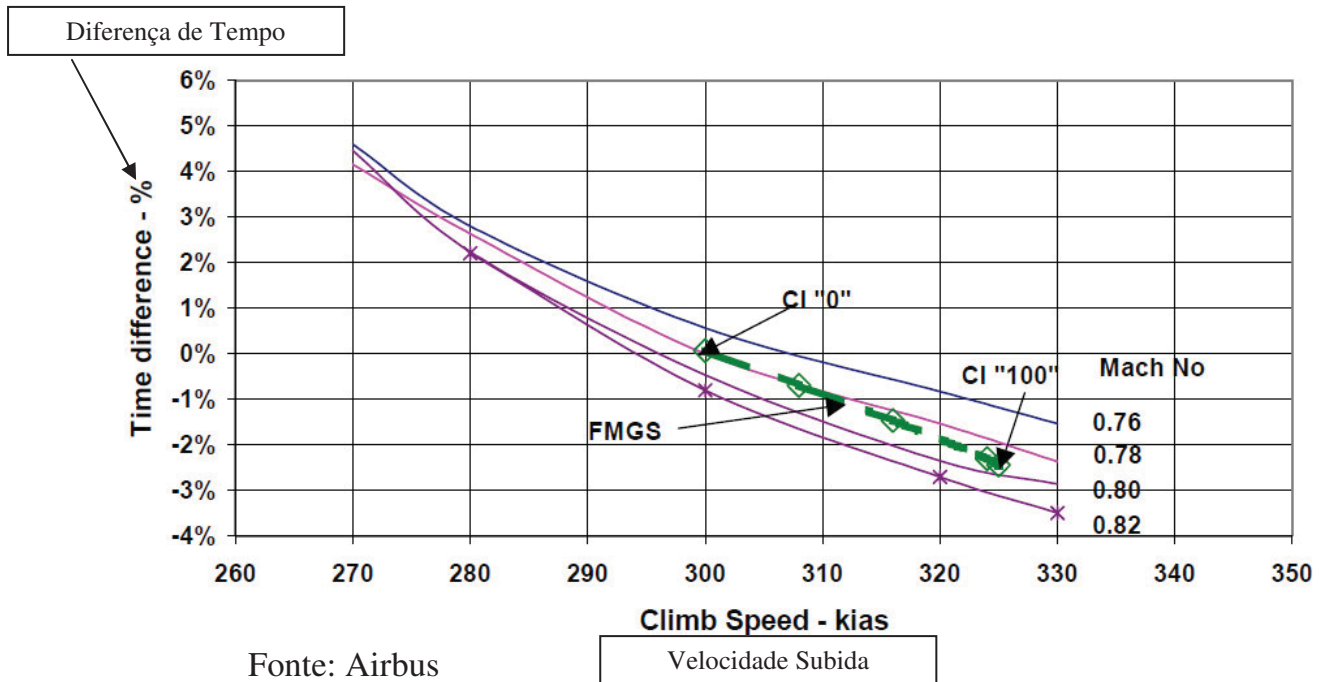
Figura 6 – Efeito da técnica de subida no consumo de combustível para 120 nm



Este gráfico mostra que existe um padrão ótimo de subida e um Mac máximo de subida que leva a um menor consumo de combustível. Neste caso observamos que a técnica padrão pode ser 300 kt / 0,78. Subindo a 320 kt/ 0,82 consumira 1% a mais de combustível.

Porem o gráfico a seguir mostra a economia que é obtida pelo consumo de tempo.

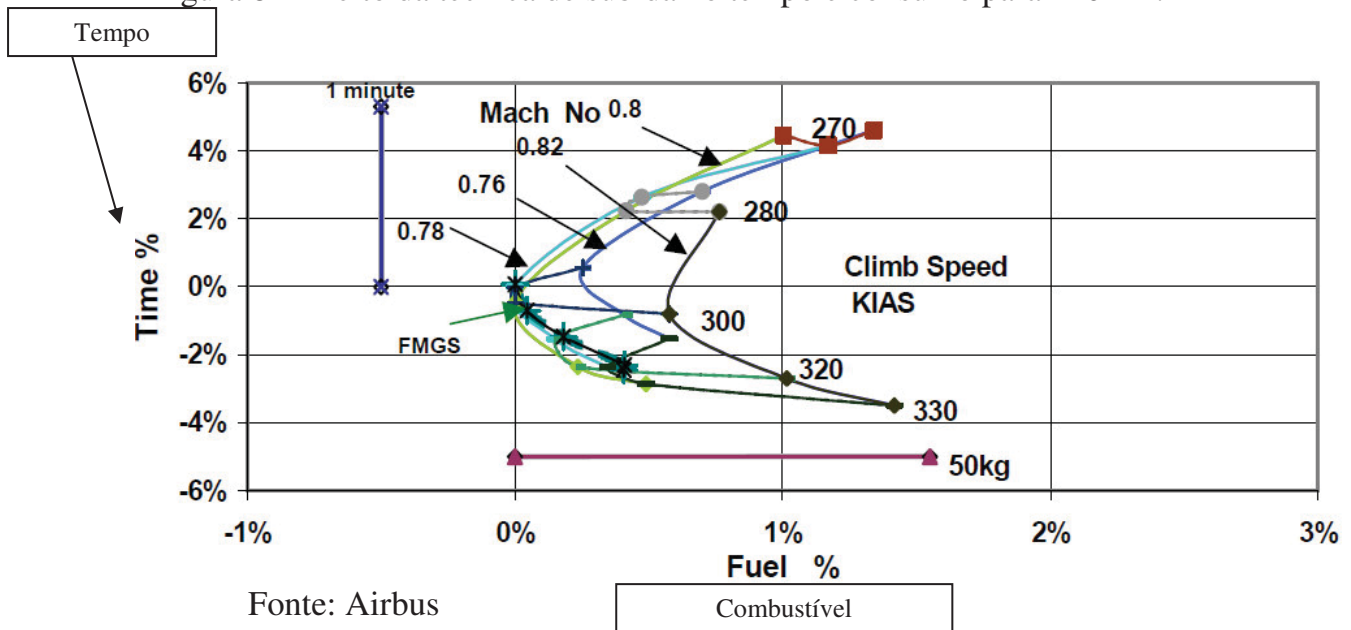
Figura 7 – Efeito da técnica de subida para o tempo para 120 nm



Fonte: Airbus

O gráfico a seguir mostra as diferenças de tempo e combustível para subida e continuar em cruzeiro para uma distância fixa, variando a velocidade de subida e máximo número de Mach para subida relativa a técnica padrão de subida (300 kt/0,78).

Figura 8 – Efeito da técnica de subida no tempo e consumo para 120 nm.



Fonte: Airbus

Isto indica que apesar de haver uma variação no consumo dependendo da técnica de subida utilizada, não tem grande influência no consumo de combustível e no

tempo da viagem toda. Apesar dessa consideração ser resultado de um raciocínio oriundo de dados de aeronaves de longo alcance, podemos levar em consideração para aeronaves regionais em viagens longas próximas do perfil indicado na figura 3.

A técnica de subida tem grande influência no consumo de combustível para aeronaves regionais / jatos executivos leves que não possuem um alcance grande e que passam boa parte do tempo de viagem subindo. O consumo de combustível nesta fase do voo pode chegar a 40% do total da viagem.

A análise do perfil de subida (climb schedule) depende de muitos parâmetros e é uma análise mais complexa que vai além do escopo deste trabalho.

Foi adotado um perfil de subida que é uma solução de compromisso entre a velocidade de subida (ft/min) (livrar tráfego aéreo e más condições de tempo), velocidade para menor consumo de combustível (KIAS/MACH) e maior velocidade de "cruzeiro" (diminuir tempo de viagem, considerado algo importante para jatos executivos).

Por isso a utilização de bancos de dados de subida com apenas um padrão de subida não afetam a análise do voo completo.

2.4.2. Cruzeiro

A fase de cruzeiro pode ser a mais importante com relação à economia de combustível durante todo o voo, para voos de longa duração, porém para voos curtos deve ser avaliado quanto tempo é gasto em cada fase para se ter idéia de qual é a fase que tem mais impacto no consumo total, no geral, como esta é a fase mais longa (Considerando voos de longo alcance) também é possível economizar uma quantidade considerável de combustível. Sabendo-se que as variáveis que mais influenciam o consumo de combustível durante o cruzeiro são a altitude e a velocidade de cruzeiro (Mac ou IAS).

Portanto a seleção correta da altitude é fundamental quando se deseja diminuir o consumo de combustível e conseqüentemente o custo operacional.

A engenharia de operações trata a otimização do voo em cruzeiro de duas formas: por escolha de altitude e por escolha de velocidade.

2.4.2.1. Otimização da Altitude de Cruzeiro

A seleção de altitude de cruzeiro é muito complexa e depende de muitos fatores: peso da aeronave, características que são definidas em projeto (Polar de arrasto, dimensões da asa e superfícies de controle), tração e fluxo de combustível do motor a cada instante de voo (fuel flow, em inglês), temperatura do ar, direção do voo, velocidade e direção do vento, restrições de controle de tráfego aéreo, distancia a ser voada, entre outros.

A altitude ótima é a altitude em que se encontra a melhor relação entre consumo de combustível e distancia percorrida, que se resume no conceito de alcance específico anteriormente definido, como mostra a figura a seguir.

Figura 9 – Alcance específico para determinada altitude

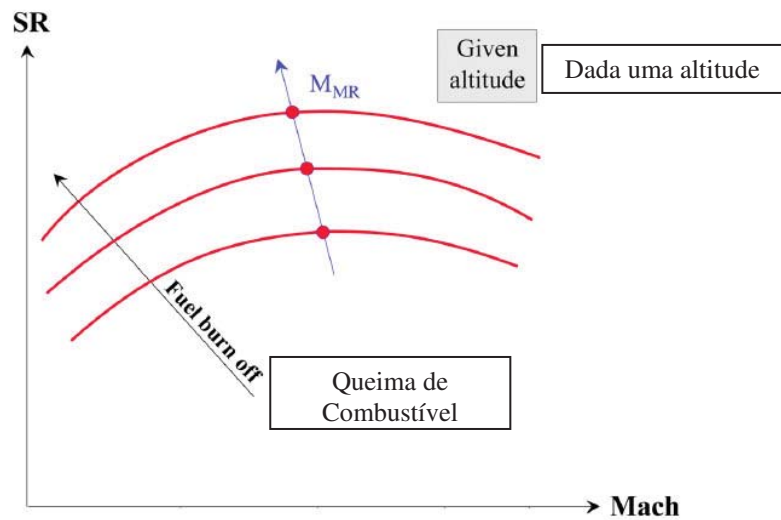
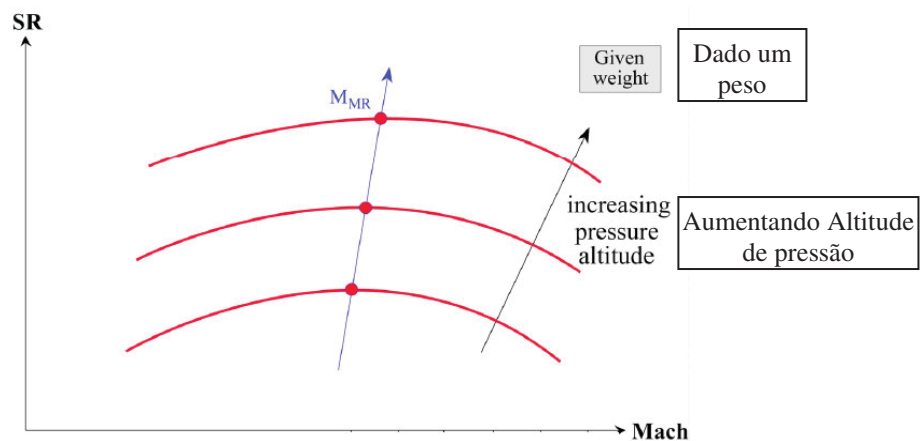
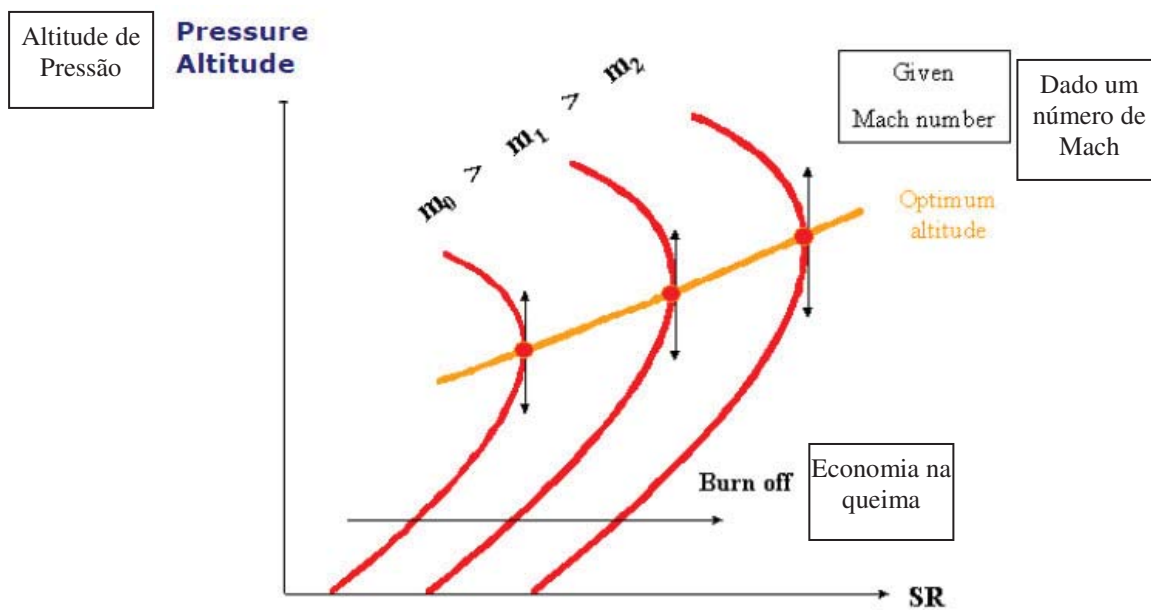


Figura 10 – Alcance específico para determinado peso da aeronave



Cada altitude de cruzeiro terá um alcance específico determinado, com isso é conhecido que altitudes baixas geram um consumo alto de combustível, devido à característica de alta densidade de ar atmosférico que aumenta o arrasto da aeronave, altitudes muito elevadas tem uma densidade de ar menor, porém a aeronave pode não ter a performance necessária para operação nesta altitude, além disso subir até determinada altitude pode ser desnecessário dependendo da distancia horizontal necessária a ser percorrida. A altitude ideal é encontrada em uma posição intermediária, na qual o alcance específico atinge seu Maximo ou se torna razoavelmente próximo disso.

Figura 11 - Altitude ótima a Mac constante.



Fonte: Airbus – Fuel Economy

Como a análise de altitude ótima depende de muitos parâmetros, como acima citado, este trabalho utiliza o cálculo a partir de dados de um banco de dados montados a partir da performance real de uma aeronave. Com isso reduzimos consideravelmente a complexidade do problema, já que a performance da aeronave já é algo conhecido, e que esta disponível para o operador na forma de um software ou banco de dados de outro tipo.

2.4.2.2. Otimização de Velocidade de Cruzeiro

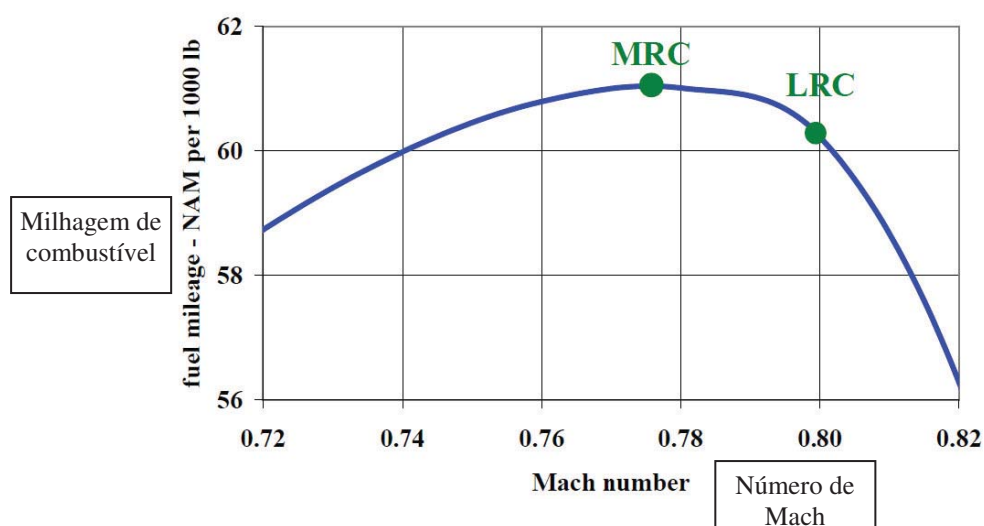
2.4.2.2.1. MRC e LRC

O gráfico a seguir é uma curva típica de alcance específico em dependência da velocidade de cruzeiro (Mach). Com o auxílio da curva podemos definir duas velocidades importantes para cruzeiro: Maximum Range Cruise speed (MRC) e Long Range Cruise (LRC).

A velocidade MRC, como o nome sugere (em português, Máxima velocidade de alcance em cruzeiro), é a velocidade que possibilita alcançar o melhor alcance com a menor quantidade de combustível, ou seja, o melhor alcance específico (SR).

A velocidade LRC tem um conceito ligeiramente diferente, é a velocidade que oferece um acréscimo de velocidade para o cruzeiro, com um pequeno acréscimo no consumo de combustível. O padrão adotado pela indústria aeronáutica define a LRC como a velocidade, maior do que MRC, que oferece um alcance específico de 99% do alcance específico máximo. Sendo assim, LRC é a velocidade que entrega um consumo satisfatório, porém não é a menor velocidade de cruzeiro, diminuindo assim o tempo de cruzeiro com relação a MRC.

Figura 12 – Relação entre SR e Velocidade Mac em cruzeiro.



Fonte: JTPM

Para oferecer uma melhor solução, que atenda as necessidades operacionais da aeronave, é utilizada a LRC para criação de uma parte dos bancos de dados.

2.4.2.2.2.MCS

A máxima velocidade que pode ser atingida com a tração do motor, para cada conjunto de parâmetros do voo, é a Maximum Cruise Speed (MCS). Esta velocidade também é importante operacionalmente, pois os usuários de aeronaves menores, como executivos, empresas de táxi aéreo e empresas que possuem serviços de transporte

entre unidades para seus funcionários, precisam sempre pensar em economia de tempo em suas operações. Foi utilizada a MRC para criar uma parte do banco de dados, com isso é possível comparar o consumo de combustível e o tempo gasto na viagem para cada uma das modalidades de vôo em cruzeiro.

2.5. Descida

Assim como a fase de subida, o método para se obter o perfil de descida é o mesmo, além disso, as velocidades de descida também são similares.

2.5.1. Velocidades de Descida

Em grandes altitudes, as velocidades de descida são as mesmas de cruzeiro ou muito próximas disso. Isso é uma simplificação para o procedimento de descida do topo, já que com isso o piloto precisa apenas diminuir a potência do motor e posicionar a aeronave para baixo para manter a velocidade.

Conforme a aeronave desce, em determinada altitude de transição a velocidade muda de número de Mach para uma velocidade calibrada (CAS, do inglês Calibrated Air Speed), que é corrigida e visualizada pelo piloto como velocidade indicada (IAS, do inglês Indicated Air Speed).

Mas como todas as outras fases de vôo, as velocidades de descida são parâmetros impostos, geralmente pelo controle de tráfego aéreo, quando a aeronave entra em um espaço aéreo mais congestionado a altitudes muito menores, nas quais outras aeronaves podem estar em manobras após decolagem ou em preparação para o pouso.

2.5.1.1. Efeito da Velocidade de Descida

A escolha da velocidade de descida, obviamente, afetará de alguma forma os parâmetros de descida (tempo, combustível, distância horizontal percorrida). Porém os efeitos de variação da velocidade de descida tem um efeito pequeno ¹.

¹ Boeing Jet Transport Performance Methods

Tabela 1 – Característica de Perfis de Descida

Descent Speed [Mach/knot]	Descent Time [min]	Descent Fuel [lb]	Descent Distance [NM]
0,78/280	23,4	892	116
0,78/350	16,4	680	87
0,78/280/250	25,5	968	122

A tabela 1, mostra o tempo, combustível e distância para 3 diferentes perfis de velocidade. O avião é um 757, descendo de uma altitude de cruzeiro de 35000 ft com um peso no topo da descida de 190000 lb em um dia padrão sem vento. Tração mínima foi assumida ao longo do perfil de descida.

A idéia com relação a descida em termos de economia de combustível é encontrar o ponto de descida (TOD) onde a aeronave pode realizar toda a descida em tração mínima (idle) até o ponto de aproximação final (utilizamos a altitude de 1500 ft acima do solo para este trabalho, AGL).

Se começar a descer antes do TOD, terá que queimar combustível adicional para se manter voando mais tempo numa altitude inferior onde se gasta mais combustível. Quando a descida ocorre depois do TOD gastou-se mais tempo do que o necessário em tração de cruzeiro, consumindo-se combustível, além de ser necessário gerar arrasto na aeronave para corrigir-se o perfil de descida.

A rotina de cálculo que elaborada neste trabalho encontra o TOD para uma velocidade de descida padrão (climb schedule) em tração mínima (idle).

A velocidade padrão de descida foi definida considerando uma velocidade de descida confortável para os passageiros (limita razão de descida) e restrição operacional de 250 KIAS abaixo de 10000 ft, para garantir a segurança do vôo devido a impacto de pássaros.

Aeronaves comerciais que são muito pesadas e possuem uma inércia grande começam a descer antes de uma aeronave regional ou jato executivo. A razão de descida para aeronaves comerciais é em torno de 3000 ft/min (Airbus é limitado a esta

velocidade máxima no piloto automático, por exemplo). Os jatos executivos descem mais rápidos (limitados a 6000 ft/min no piloto automático).

Pode-se observar que para velocidades maiores a quantidade de combustível queimado é maior, porém a distância de descida percorrida é maior, necessitando de queima de combustível adicional em cruzeiro para percorrer a distância sobressalente. Com isso, claramente a escolha da velocidade de descida tem pequeno efeito nos parâmetros de descida, levemente favorecendo as descidas mais lentas. Por isso, não analisamos outros perfis de descida para economia de combustível além do perfil padrão da aeronave que foi utilizada para a criação do banco de dados.

2.5.1.2. Efeito do Peso de Descida

Da mesma forma que a velocidade, o peso tem pouca influência na descida.

Tabela 2 – Influência do Peso da Aeronave na Descida

Weight at Top [lb]	Descent Time [min]	Descent Fuel [lb]	Descent Distance [NM]
200000	23,8	904	119
180000	22,9	878	114
160000	21,8	845	107

De acordo com o observado na tabela, conclui-se que o peso também tem pequeno efeito no consumo de combustível, no tempo e na distância de descida.

Apesar de ter uma influência pequena nos parâmetros de descida, o peso no topo é levado em consideração, pois o peso no ponto que a aeronave desce, pode variar muito ao longo de todas as altitudes consideradas no cálculo da ferramenta.

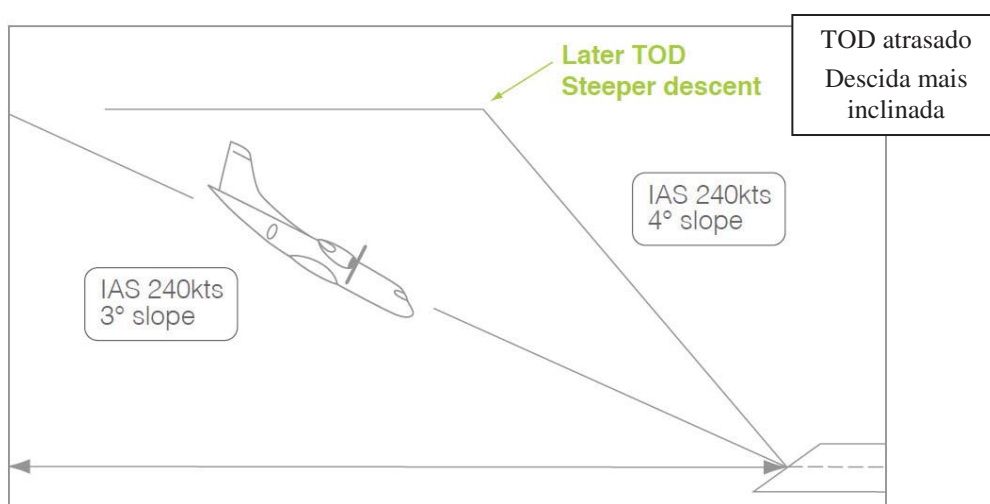
2.5.1.3. Otimizando a Descida

O parâmetro que realmente tem um efeito sobre a descida não é controlado pela engenharia de performance, mas controlado pelos próprios pilotos voando e algumas vezes pelas restrições de controle de tráfego aéreo. Esse parâmetro é o ponto do topo da descida.

A descida ideal é aquela que não necessita de tração adicional de motor durante todo o percurso, e que pode ser feita com a tração mínima disponível. Iniciar a descida antecipadamente, significa que a aeronave consumira combustível e tempo adicional para manobras de pouso. Por outro lado, adiar a descida significa consumir combustível e tempo desnecessário em cruzeiro, além de ser necessário arrasto adicional para posicionar a aeronave no correto perfil de descida.

A ferramenta desenvolvida utiliza como ponto de topo de descida, valores que dependem do peso no início da descida, com isso, leva em conta a distância horizontal percorrida a partir desse ponto TOD para o perfil utilizado para criação do banco de dados, caso o ponto não seja o TOD para alcançar a pista com o perfil de descida do banco de dados repete-se o processo para um novo TOD até atingir a convergência.

Figura 13 – Perfil de velocidades para descida



3. DESCRIÇÃO DA FERRAMENTA

3.1. Geral

A ferramenta consiste principalmente em uma planilha de Excel, na qual são inseridos os principais parâmetros relacionados ao planejamento de voo. Como a interface do Excel é bem conhecida no ambiente corporativo em geral e é simples de ser utilizada. Então para facilitar algumas rotinas de calculo, foi utilizada a linguagem de programação aplicada a objetos do próprio Excel, o VBA.

O programa em escrito em VBA, utiliza os parametros da planilha principal, e busca nos bancos de dados todas as informações para cada nível de vôo, como consumo de combustivel de subida até o nível de voo, consumo durante o cruzeiro e consumo para descida deste nível de voo. Quando termina o cálculo para todos os níveis de voo que existem no banco de dados, o programa identifica qual destes níveis de vôo é o mais economico em tempo ou consumo.

3.2. Considerações

Como se trata de um problema com muitos parametros que podem interagir, mudando a performance da aeronave durante todas as fases de voo, é necessario considerar algumas simplificaciones para criação da ferramenta de uma maneira simplificada para atender o objeto principal do estudo, que é verificar a existencia de um nivel de voo mais economico.

- 3 fases de vôo analisadas (Subida, Cruzeiro, Descida), pois são as principais consumidoras de combustível e tempo de operação da aeronave;
- Perfil de subida com velocidade constante;
- Perfil de descida com velocidade constante;
- Altitude de cruzeiro constante;
- Condições de temperatura atmosférica ISA;

- A precisão e a quantidade de parâmetros que podem servir como entrada depende da disponibilidade, precisão e passos de variação dos dados do banco de dados, quanto mais dados disponíveis no banco de dados mais apurado será o resultado, porém a variação utilizada neste trabalho é considerada ideal para aplicação.

3.3. Banco de Dados

Para a criação de banco de dados foi utilizado o software para cálculo de performance em voo disponibilizado pela fabricante. O software consiste em uma ferramenta que calcula para determinados parâmetros o consumo de combustível para um determinado peso da aeronave, não calculando o consumo durante todo o trajeto nem considerando a perda gradual de combustível ao longo deste. O software é utilizado principalmente para cálculos de consumo das fases de voo estudadas neste trabalho.

Os arquivos do banco estão divididos em 3 principais tipos de dados:

- Dados de subida:

Os dados de subida são arquivos nomeados de acordo com a seguinte nomenclatura:

IAS_Mach.AltIni.NEng.AI.CLIMB.adi

IAS: Indicated Airspeed, é a velocidade de subida constante do perfil;

Mach: É a velocidade para a altitude de transição;

AltIni: É a altitude inicial de subida da aeronave;

NEng: Numero de motores operantes durante a subida;

AI: É a informação sobre o sistema de anti-gelo que afeta a performance da aeronave (ON/OFF);

CLIMB: É a fase de voo que o programa vai identificar como subida;

.adi: É a extensão dos arquivos de banco de dados em geral (airplane data input);

Todos estes itens são separados por um ponto (.). Cada arquivo de subida contém as seguintes informações:

Peso: Peso no início da subida(kg)

Altitude: Altitude final da subida(ft)

Temperatura: (ISA+C)

Combustível: Consumo durante toda a subida (kg);

Distância: Distância horizontal percorrida durante a subida (NM);

Tempo: Tempo gasto durante a subida (s);

Taxa de subida: Velocidade de subida assumindo-se o perfil de velocidade escolhido (ft/min);

IAS: Velocidade constante de subida (kt)

Estes dados foram multiplicados por um fator não informado neste trabalho para preservar o sigilo sobre a real performance da aeronave.

- Dados de descida:

Peso: Peso no início da descida (kg)

Altitude: Altitude no início da descida (ft)

Temperatura: (ISA+C)

Combustível: Consumo durante toda a descida (kg);

Distância: Distância horizontal percorrida durante a descida (NM);

Tempo: Tempo gasto durante a descida (s);

Estes dados foram multiplicados por um fator não informado neste trabalho para preservar o sigilo sobre a real performance da aeronave.

- Dados de cruzeiro:

Peso: Peso de cruzeiro (kg);

Altitude: Altitude de cruzeiro (ft);

Temperatura: (ISA+C);

N1: Tração disponível de motor (%);

Fuel Flow: Consumo de combustível instantâneo por tempo por motor (kg/s/motor);

IAS: Velocidade indicada (knots);

TAS: Velocidade real da aeronave (knots);

Mach: Número de Mach;

Specific Range: Distância percorrida por unidade de combustível (nm/kg).

Estes dados foram multiplicados por um fator não informado neste trabalho para preservar o sigilo sobre a real performance da aeronave.

3.4. Etapas de Cálculo e Processamento de Dados

A partir desta seção será descrita toda a ação e rotina principal calculadas e usadas pela ferramenta.

3.4.1. Atribuição de Parâmetros do Vôo

A primeira etapa é a leitura dos parâmetros iniciais fornecidos pelo usuário. As informações que podem ser fornecidas são:

- Aeroporto de saída: Quando é selecionado o aeroporto de saída são carregadas às informações sobre latitude, longitude e altitude, que são posteriormente utilizadas para cálculo de distância horizontal entre os dois aeroportos e para determinar qual o arquivo de banco de dados para altitude inicial de subida.

- Aeroporto de chegada: Assim como quando selecionado o aeroporto de saída, são carregados as mesmas informações, com o mesmo objetivo, porem a altitude é utilizada para determinar o arquivo de banco de dados para descida.
- TOW: Peso inicial de decolagem (do inglês, Take Off Weight), é um parâmetro muito importante pois o peso influencia diretamente no consumo durante toda a viagem e também no tempo em cada fase.
- Engines: Quantidade de motores que estão operantes durante o vôo. Para este parâmetro existe duas possibilidades, AEO (do inglês, All Engines Operating) todos motores operando, ou OEI (do inglês, One Engine Inoperative) um motor inoperante. Para continuar o objetivo principal da ferramenta, simplificar e diminuir a quantidade de banco de dados, a única opção que efetivamente calcula resultados é a AEO.
- Anti-Ice: Relativo ao sistema de degelo dos motores e da asa, da mesma maneira que com o parâmetro anterior, este permite a opção ON ou OFF, porem apenas foram criados bancos de dados para OFF.
- Step Peso: Este parâmetro está relacionado com a fase de cruzeiro, indica quanto peso de combustível a aeronave pode perder até ser selecionado um novo peso para a aeronave toda. Está ligado a rapidez de cálculo da ferramenta, se o step for muito pequeno o resultado fica melhorado porém necessita de mais processamento, com step maior o resultado não fica otimizado porém o processamento é mais rápido.
- Step Altitude: Este parâmetro deve ser a mesma variação de altitude que existe nos bancos de dados, os cálculos de altitude otimizada utilizam esta variação.
- ISA: Parâmetro para indicar qual a temperatura utilizada dos bancos de dados. Para simplificar foram criados dados apenas para desvios nulos de ISA.

- Preço estimado médio do combustível: Fornecido para estimar as vantagens econômicas entre os regimes de voo estudados.

3.4.2. Leitura do Banco de Dados e Atribuição de Variáveis

Os arquivos de banco de dados devem estar dentro de uma pasta chamada “Data”, e esta pasta deve estar dentro da mesma pasta que se encontrar a planilha da ferramenta.

A leitura dos bancos de dados é feita em 4 etapas: Leitura do arquivo de subida que mais se aproximar da altitude do aeroporto, leitura do arquivo de cruzeiro para LRC e para MSC, e leitura do arquivo de descida que mais se aproximar da altitude de descida.

Um tipo de dado é utilizado para leitura de cada linha do arquivo (cada linha do arquivo é um ponto de performance da aeronave) e armazenar todas as informações desta linha em apenas uma variável com várias propriedades necessárias para a execução dos cálculos, então cada linha é atribuída a uma posição em um vetor. Cada fase de voo contém um vetor com todas as variáveis lidas. Para cada arquivo de fase de voo também é guardado em uma variável a quantidade de variáveis lidas de cada arquivo, para serem conhecidas quantas iterações poderão ser feitas para cada fase.

O tipo “Climb”, para a fase de voo de subida, contém as seguintes propriedades:

- Alt, que contém o valor para a altitude de final de subida [ft];
- Weight, que contém o valor para o peso no início da subida [kg];
- Temp, que contém a temperatura durante a subida [ISA + dev °C];
- Fuel, que indica a quantidade de combustível total gasta durante a subida [kg];
- Dist, que indica a distância horizontal percorrida [NM];
- Time, que indica o tempo gasto durante a subida [s];

- Rate, que indica velocidade vertical [ft/min];
- IAS, que indica a velocidade indicada constante durante a subida.

O tipo “Cruise”, para a fase de vôo de cruzeiro, contem as seguintes propriedades:

- Alt, que contém o valor para a altitude de cruzeiro [ft];
- Weight, que contém o valor para o peso no inicio do cruzeiro [kg];
- Temp, que contém a temperatura durante o cruzeiro [ISA + dev °C];
- N1, que contém a tração de motor necessária para o cruzeiro [%];
- FuelF, que contém o consumo de combustível instantâneo durante o cruzeiro [kg/min/Nº motores];
- IAS, que contém o valor da velocidade lida [knots];
- TAS, que indica o valor da velocidade real [knots];
- Mac, que indica o valor da velocidade em Mac;
- SpecR, que indica o valor do alcance especifico instantâneo.

O tipo “Descent”, para a fase de vôo de descida, contem as seguintes propriedades:

- Alt, que contém o valor para a altitude de inicio de descida [ft];
- Weight, que contém o valor para o peso no inicio da descida [kg];
- Temp, que contém a temperatura durante a descida [ISA + dev °C];
- Fuel, que indica a quantidade de combustível total gasta durante a descida [kg];
- Dist, que indica a distância horizontal percorrida [NM];
- Time, que indica o tempo gasto durante a descida [s].

3.4.3. Distância entre Aeroportos

A primeira informação sobre o perfil de vôo é a distância horizontal que deve ser percorrida, então a partir da latitude e longitude de cada aeroporto é calculada a distância aproximada baseada em uma superfície terrestre esférica, como descrito anteriormente. Esta distância é calculada automaticamente quando os aeroportos de partida e destino são selecionados, esta informação será utilizada ao longo de todo o cálculo de otimização.

3.4.4. Cálculo de Consumo de Combustível e Tempo

O cálculo de consumo de combustível e tempo é feito para cada modalidade de vôo estudada, LRC ou MSC. A rotina utiliza um vetor que contém variáveis do tipo “FLevel” que contém propriedades relativas a cada altitude de cruzeiro válida, a partir da altitude inicial as seguintes são iguais as anteriores acrescidas da variação predefinida de altitude.

A variável “Flevel” conterá todas as informações necessárias que serão calculadas durante as próximas rotinas, suas propriedades são:

- Altitude: Armazena qual a altitude de vôo que está sendo utilizada para os cálculos.
- Time: Armazena qual o tempo gasto durante todo o percurso da viagem nesta altitude.
- DistClimb: Armazena qual a distância gasta durante a subida.
- DistCruise: Armazena qual a distância gasta durante o cruzeiro.
- DistDesc: Armazena qual a distância gasta durante a descida.
- Weight: Armazena o peso no início da subida.
- Fuel: Armazena o combustível gasto durante toda a viagem.

3.4.4.1. Subida até Altitude de Cruzeiro

Os dados presentes no arquivo de subida já contém as informações necessárias com relação ao consumo de combustível para toda a subida, os valores podem ser utilizados sem nenhum cálculo adicional ou rotinas de iterações.

A rotina compara as informações de entrada e encontra os valores mais próximos no banco de dados, em seguida faz os seguintes cálculos:

- Consumo de combustível na subida até a altitude de cruzeiro da iteração:

$$FLevels.Fuel = FLevels.Fuel + Climb(i).Fuel \quad (7)$$

- Tempo durante a subida até a altitude de cruzeiro da iteração:

$$FLevels.Time = FLevels.Time + Climb(i).Time \quad (8)$$

- Distância horizontal percorrida durante a subida:

$$FLevels.Fuel = FLevels.Fuel + Climb(i).Fuel \quad (9)$$

- Peso total da aeronave no fim da subida (início do cruzeiro):

$$Peso = Peso - Climb(i).Fuel \quad (10)$$

Estas informações são passadas para a próxima etapa de cálculos processar.

3.4.4.2. Cruzeiro em cada altitude

Após serem armazenadas as informações de subida da altitude inicial até cada altitude a ser avaliada, é necessário partir das informações no topo da subida para efetuar os cálculos para o percurso de cruzeiro.

Esta fase tem uma complicação pois é necessário atualizar em determinados pontos o valor do alcance específico, além de ser necessária a verificação da fase de descida, para avaliar a partir de qual ponto do cruzeiro a aeronave pode iniciar a fase de descida.

A complicação desta etapa está no fato de que a fase de descida também depende do peso no ponto que se inicia o processo, isso obriga que a cada ponto avaliado na fase de cruzeiro calcule o ponto de chegada caso a descida seja efetuada com aquele peso e qual seria a distância alcançada. Desta forma são efetuadas as seguintes etapas de cálculo:

- Distância restante até o fim do vôo:

$$\Delta = TripDist - TripIni \quad (11)$$

- Distância percorrida com a quantidade mínima de combustível especificada:

$$\Delta P = SpecR \cdot StepW \quad (12)$$

Caso a distância a ser percorrida (Δ) seja inferior a distância que a aeronave pode percorrer com a quantidade mínima ($StepW$), é atribuída uma nova quantidade mínima de combustível para se percorrer exatamente a distância restante, apenas para a altitude da iteração atual, para a próxima altitude recupera-se o valor de quantidade mínima anterior:

$$StepW = \frac{\Delta}{SpecR} \quad (13)$$

- Calcula-se o peso da aeronave neste ponto:

$$Peso = Peso - StepW \quad (14)$$

Com este novo peso para a aeronave, estima-se a distância que será percorrida na descida, caso a distância seja menor do que a distância total da viagem anteriormente calculada, é atualizado o valor do alcance específico para o peso atual e a altitude da iteração.

- Cálculo da distância percorrida:

$$DistCruise = DistCruise + SpecR \cdot StepW \quad (15)$$

3.4.4.3. Descida a partir da altitude de cruzeiro

Cada ponto calculado na fase de cruzeiro utiliza a rotina da fase de descida, por isso é considerado que os cálculos feitos tem todos os parâmetros passados pela rotina de cruzeiro explicada anteriormente.

Da mesma forma que a fase de subida, os dados de consumo de combustível para toda a fase de descida já estão presentes no banco de dados, para cada conjunto de parâmetros iniciais fornecidos. Dessa forma tendo apenas o peso no início da descida, que é a única informação que é modificada dos parâmetros iniciais no início da subida, podemos atualizar todas as informações de consumo de combustível e tempo em todos os níveis de vôo. Os cálculos feitos pela rotina são os seguintes:

- Distância ao fim da descida:

$$DistDesc = DistCruise + DescentM . Dist \quad (16)$$

Caso a distância de descida ultrapasse a distância total de viagem, é necessário saber a qual ponto do cruzeiro retornar para iniciar a descida:

- Distância de início da descida anterior:

$$Delta = DistCruise \quad (17)$$

- Distância para início da descida atual:

$$DistCruise = TripDist - DescentM . Dist \quad (18)$$

- Distância de cruzeiro restante:

$$Delta = DistCruise - Delta \quad (19)$$

- Quantidade mínima de combustível gasta no trecho restante:

$$StepW = \frac{Delta}{SpecR} \quad (20)$$

- Peso ao final do cruzeiro (Início da descida):

$$Peso = Peso - StepW \quad (21)$$

- Tempo gasto na viagem após a descida:

$$FLevels.Time = FLevels.Time + DescentM.Time \quad (22)$$

- Combustível gasto na viagem após a descida:

$$FLevels.Fuel = FLevels.Fuel + DescentM.Fuel \quad (23)$$

Caso a distância de descida não ultrapasse a distância total da viagem, a rotina de cruzeiro continua sendo utilizada até se chegar ao ponto exato da distância total da viagem.

3.4.4.4. Cálculo Mínimo Consumo Tempo E Combustível

Após terem sido calculados o consumo de tempo e combustível para todos os níveis de vôo, é apenas necessário encontrar qual a altitude que tem o consumo mínimo de combustível e a que tem o consumo mínimo de tempo, já que não são necessariamente as mesmas altitudes. Para isso são usadas duas rotinas, que utilizam o mesmo princípio: Atribuem um alto valor inicial para a variável que é desejado encontrar o valor mínimo, e a cada nova altitude comparam se o tempo ou consumo é menor a esta variável inicial, caso seja menor, substitui-se o valor desta variável auxiliar inicial e busca-se as informações da altitude seguinte.

Com o valor de consumo e tempo mínimo encontrado, a informação é disponibilizada através de uma planilha de nome “RESULTS”, que armazena todos os resultados gerados, além de ser mostrada uma janela de mensagem que mostra para cada modalidade de vôo qual a melhor altitude para minimizar consumo ou tempo, conforme a figura a seguir:

Figura 14 – Resultado Emitido pela Ferramenta

Regime	Tipo	TOW (kg)	Distância (NM)	Altitude (ft)	Consumo (kg)	Tempo (hh:mm:ss)
MSC	Tempo	5500	185,5993	43500	358,5828	0:46:26

4. RESULTADOS

4.1. Validação rotina de cálculo de distâncias

Para validar o código do programa, e atestar que a ferramenta esta calculando corretamente as altitudes de cruzeiro mais econômicas em combustível ou mais rápidas, primeiramente foi calculado ponto a ponto para um conjunto de parâmetros quais seriam os gastos de tempo e combustível.

Parâmetros iniciais:

- Distância: 2000 nm;
- Altitude Inicial: 2459 ft;
- Altitude Final: 0 ft;
- TOW: 5500 kg;
- Engines: AEO;
- Anti-ice: OFF;
- ISA: 0°C;
- Passo Peso: 20 kg.

Estes parâmetros inseridos como dados de entrada fornecem o seguinte resultado:

Figura 15 – Validação da rotina

Regime	Tipo	TOW (kg)	Distância (NM)	Altitude (ft)	Consumo (kg)	Tempo (min)
MSC	Tempo	5500	2000	30500	6222,221	8:525:26
MSC	Combustível	5500	2000	44500	3703,459	8:525:26
LRC	Tempo	5500	2000	44500	3202,29	10:653:39
LRC	Combustível	5500	2000	44500	3202,29	10:653:39

Para conferir o resultado acima foi conferido ponto a ponto a rotina fornecendo a seguinte tabela:

Tabela 3 - Rotina de cálculos ponto a ponto.

Ponto	Altitude [ft]	Passo			Total		
		Peso [kg]	Dist [nm]	t [s]	Peso [kg]	Dist [nm]	t [s]
PT1	2459	0	0	0	6700	0	0
PT2	44500	209,47	86,8139	972,179	6490,53	86,8139	972,179
PT3	44500	50	52,95	439,3673	6440,53	139,7639	1411,546
PT4	44500	50	53,025	439,3673	6390,53	192,7889	1850,914
PT5	44500	50	53,11	439,3673	6340,53	245,8989	2290,281
PT6	44500	50	53,155	438,5965	6290,53	299,0539	2728,877
PT7	44500	50	53,21	439,3673	6240,53	352,2639	3168,245
PT8	44500	50	53,275	439,3673	6190,53	405,5389	3607,612
PT9	44500	50	53,295	438,5965	6140,53	458,8339	4046,209
PT10	44500	50	53,355	438,5965	6090,53	512,1889	4484,805
PT11	44500	50	53,365	438,5965	6040,53	565,5539	4923,402
PT12	44500	50	53,41	438,5965	5990,53	618,9639	5361,998
PT13	44500	50	53,46	438,5965	5940,53	672,4239	5800,595
PT14	44500	50	53,51	438,5965	5890,53	725,9339	6239,191
PT15	44500	50	53,53	438,5965	5840,53	779,4639	6677,787
PT16	44500	50	53,59	438,5965	5790,53	833,0539	7116,384
PT17	44500	50	53,615	437,8284	5740,53	886,6689	7554,212
PT18	44500	50	53,685	438,5965	5690,53	940,3539	7992,809
PT19	44500	50	53,72	437,8284	5640,53	994,0739	8430,637
PT20	44500	50	53,755	437,8284	5590,53	1047,829	8868,466
PT21	44500	50	53,82	437,8284	5540,53	1101,649	9306,294
PT22	44500	50	53,855	437,8284	5490,53	1155,504	9744,122
PT23	44500	50	53,9	437,8284	5440,53	1209,404	10181,95
PT24	44500	50	53,97	437,0629	5390,53	1263,374	10619,01
PT25	44500	50	54,05	437,0629	5340,53	1317,424	11056,08
PT26	44500	50	54,14	437,0629	5290,53	1371,564	11493,14
PT27	44500	50	54,185	437,0629	5240,53	1425,749	11930,2
PT28	44500	50	54,185	437,0629	5190,53	1479,934	12367,27
PT29	44500	50	54,185	437,0629	5140,53	1534,119	12804,33
PT30	44500	50	54,185	437,0629	5090,53	1588,304	13241,39
PT31	44500	50	54,185	437,0629	5040,53	1642,489	13678,45
PT32	44500	50	54,185	437,0629	4990,53	1696,674	14115,52
PT33	44500	50	54,185	437,0629	4940,53	1750,859	14552,58
PT34	44500	50	54,185	437,0629	4890,53	1805,044	14989,64
PT35	44500	50	54,185	437,0629	4840,53	1859,229	15426,71
PT36	44500	50	54,185	437,0629	4790,53	1913,414	15863,77
PT37	44500	50	54,185	437,0629	4740,53	1967,599	16300,83
PT38	44500	47,4284	76,3231	782,2911	4693,102	2043,922	17083,12
PT39	44500				4781,06	1923,677	15946,55
PT40	0	47,4284	76,3231	782,2911	4733,631	2000	16728,84

O PT1 é a altitude inicial, neste ponto não foi percorrida nenhuma distância, não foi gasto combustível nem foi decorrido tempo nenhum de viagem. O PT2 é o primeiro ponto de cruzeiro e o fim da fase de subida, neste ponto deve ser descontado o combustível gasto na subida, somado o tempo gasto nesta fase e descontada a distancia percorrida.

Do ponto PT3 ao ponto PT26 o programa calcula cada ponto baseado na distancia e no peso do ponto anterior e qual a distancia percorrida pelo passo de peso definido nos parâmetros de entrada, sempre levando em conta a distancia percorrida para a descida utilizando o peso atual deste ponto, a partir do PT27 ao PT36 o programa ainda continua calculando a aeronave em cruzeiro, porem como não existem dados no banco de dados para o peso calculado, são utilizados os dados para peso mínimo, isso ocorre pois o peso do ponto é operacionalmente invalido mas esta restrição não foi levada em conta durante o desenvolvimento das rotinas, mas para efeito de entendimento da ferramenta e validação da rotina os pontos foram considerados válidos.

O ponto PT37 é um ponto que quando é considerada a descida supera a distância que precisa ser percorrida, então se utiliza o ponto PT39, que são os dados corrigidos a partir dos dados de descida, para corrigir o ponto PT37 e é gerado o ponto PT38, que é o ponto final de cruzeiro no qual a aeronave começa a realizar o perfil de descida.

O ponto PT40 é a soma dos valores da fase de descida ao ultimo ponto de cruzeiro, os valores deste ponto correspondem a todo tempo e combustível gastos durante a viagem para a altitude de cruzeiro que esta sendo utilizada na iteração.

Portanto a rotina de cálculo de distância, tempo e combustível calcula corretamente as informações para a proposta da ferramenta.

4.2. Validação da rotina de calculo de altitudes ótimas

Também é necessário verificar se o programa identifica a real altitude ótima para economia de tempo e a real altitude ótima para economia de combustível para cada rotina.

A tabela a seguir mostra o consumo de combustível e tempo para os mesmos parâmetros anteriores, a partir desta tabela podemos observar que o resultado fornecido pela ferramenta é realmente a mínima entre todas as altitudes.

Tabela 4 – Valores de Consumo de Combustível e Tempo para todas altitudes.

Altitude [ft]	Regime	Combustível [kg]	Tempo [hh:mm:ss]	Altitude [ft]	Regime	Combustível [kg]	Tempo [hh:mm:ss]
20000	MSC	7300,8	10:10:50	40000	MSC	4274,6	8:57:36
20500	MSC	7254,2	10:5:49	40500	MSC	4219,5	8:59:21
21000	MSC	7187,9	9:59:45	41000	MSC	4144,8	8:59:25
21500	MSC	7141,5	9:55:57	41500	MSC	4070,5	8:59:32
22000	MSC	7074,9	9:49:54	42000	MSC	3995,9	8:58:45
22500	MSC	7034,8	9:44:55	42500	MSC	3923,5	8:58:14
23000	MSC	6997,5	9:39:38	43000	MSC	3851,4	8:57:45
23500	MSC	6961,6	9:35:37	43500	MSC	3807,9	8:57:47
24000	MSC	6925,8	9:31:38	44000	MSC	3765,7	8:57:7
24500	MSC	6886,1	9:27:21	44500	MSC	3703,5	8:54:25
25000	MSC	6816,8	9:21:44				
25500	MSC	6768,7	9:16:15				
26000	MSC	6711,7	9:10:37				
26500	MSC	6671,0	9:8:26				
27000	MSC	6630,1	9:6:13				
27500	MSC	6586,3	9:4:16				
28000	MSC	6507,6	8:58:24				
28500	MSC	6475,7	8:55:52				
29000	MSC	6444,5	8:52:52				
29500	MSC	6405,2	8:50:13				
30000	MSC	6361,8	8:46:14				
30500	MSC	6222,2	8:45:26				
31000	MSC	6103,6	8:46:22				
31500	MSC	5987,7	8:46:32				
32000	MSC	5891,5	8:48:58				
32500	MSC	5776,6	8:49:49				
33000	MSC	5661,5	8:50:6				
33500	MSC	5552,4	8:49:47				
34000	MSC	5462,9	8:51:20				
34500	MSC	5351,1	8:51:57				
35000	MSC	5240,7	8:52:7				
35500	MSC	5151,4	8:54:27				
36000	MSC	5043,0	8:54:50				
36500	MSC	4956,6	8:56:17				
37000	MSC	4850,1	8:54:52				
37500	MSC	4765,4	8:55:51				
38000	MSC	4662,0	8:54:3				
38500	MSC	4574,3	8:56:8				
39000	MSC	4467,2	8:55:59				
39500	MSC	4380,4	8:57:34				

4.3. Comparação entre vôos MSC e LRC

A seguir são calculados alguns valores entre aeroportos de alta movimentação comercial e executiva no Brasil, para termos a idéia de economia para diferentes modalidades de operação.

4.3.1. Exemplo 1

- Aeroporto de saída: Guarulhos (GRU)
- Aeroporto de chegada: Santos Dummont (SDU)
- Distancia: 185,6 nm

Tabela 5 – Tempo e consumo entre GRU e SDU

Regime	TOW [kg]	Distância [NM]	Altitude [ft]	Consumo [kg]	Tempo [s]	Tipo Otimização	Altitude Ini [ft]	Altitude Fim [ft]
MSC	5500	185,6	43500	358,6	2785,8	Tempo	2459	11
MSC	5500	185,6	43500	358,6	2785,8	Consumo	2459	11
LRC	5500	185,6	44000	343,3	3215,2	Tempo	2459	11
LRC	5500	185,6	42500	340,4	3223,2	Consumo	2459	11

Neste primeiro caso, podemos observar que há uma vantagem de combustível que pode não ser expressiva quando comparada ao tempo, mas esta operação pode ser realizada diversas vezes ao longo do dia, por causa da curta distancia e da importância da rota na economia brasileira.

Sendo:

$$\rho_{AVGAS} = 2,727 \text{ kg / gal}$$

$$\text{Preço}_{AVGAS} = 3,15 \text{ USD / gal}$$

A economia de combustível em US\$ é:

$$E = \frac{(358,6 - 340,4)}{2,727} \cdot 3,15$$

$$E = 21 \text{ USD}$$

4.3.2. Exemplo 2

- Aeroporto de saída: Guarulhos (GRU)
- Aeroporto de chegada: Pampulha (PLU)
- Distancia: 257,4 nm

Tabela 6 – Tempo e consumo entre GRU e PLU

Regime	TOW [kg]	Distância [NM]	Altitude [ft]	Consumo [kg]	Tempo [s]	Tipo Otimização	Altitude Ini [ft]	Altitude Fim [ft]
MSC	5500	257,4	30000	777,3	4008,6	Tempo	2459	2589
MSC	5500	257,4	44500	525,2	4266,6	Consumo	2459	2589
LRC	5500	257,4	44000	449,7	4550,6	Tempo	2459	2589
LRC	5500	257,4	44000	449,7	4550,6	Consumo	2459	2589

Neste caso já existe uma grande economia de combustível, pois a altitude recomendada para economia de tempo é baixa para cruzeiro, a economia de tempo é de cerca de 10 min e por isso compensa ser levado em conta o consumo da aeronave.

Neste caso a economia é:

$$E = \frac{(777,3 - 525,2)}{2,727} \cdot 3,15$$

$$E = 378,4 \text{ USD}$$

4.3.3. Exemplo 3

- Aeroporto de saída: Guarulhos (GRU)
- Aeroporto de chegada: Manaus (MAO)
- Distancia: 1458,1 nm

Tabela 7 – Tempo e consumo entre GRU e MAO

Regime	TOW [kg]	Distância [NM]	Altitude [ft]	Consumo [kg]	Tempo [s]	Tipo Otimização	Altitude Ini [ft]	Altitude Fim [ft]
MSC	5500	1458,1	32000	4280,0	23097,7	Tempo	2459	264
MSC	5500	1458,1	44500	2733,4	23582,4	Consumo	2459	264
LRC	5500	1458,1	44500	2345,7	28428,4	Tempo	2459	264
LRC	5500	1458,1	44500	2345,7	28428,4	Consumo	2459	264

Este caso mostra claramente que quanto maior a distancia maior a economia de combustível comparando-se os regimes MSC e LRC, porem neste caso também é importante levar em conta a duração da viagem, que fica por volta de 1 hora maior quando se pensa na economia de combustível, pensando em uma taxa alta de utilização pode render uma economia grande, porem quantidades de viagens disponíveis menores ao longo do dia.

Neste caso a economia é:

$$E = \frac{(4280,0 - 2345,7)}{2,727} \cdot 3,15$$

$$E = 2234,4 \text{ USD}$$

5. CONCLUSÃO

5.1. Consumo de Combustível

Os resultados mostrados anteriormente, reforçam a importância de analisar o tipo de operação que o dono da aeronave está interessado em realizar, além da aplicação que a aeronave pode ter na vida do utilizador da aeronave. Com a ferramenta desenvolvida neste trabalho, operadores que não tem suporte suficiente podem ter com uma ferramenta simples um resultado aproximado que atende ao seu tipo de operação, além de conseguir diminuir custos operacionais relacionados com a viagem e fazer um planejamento de vôo simplificado.

O consumo de combustível encontrado em alguns casos é grande,

5.2. A Ferramenta Fuel Saving

A ferramenta proposta neste trabalho é apenas um modelo baseado em um banco de dados, extraído de dados de performance previamente fornecidos pelo fabricante da aeronave. Assim como outros modelos, têm simplificações para atingir de maneira rápida e pratica a intenção de seu estudo. Este tipo de calculo também é fornecido de maneira simples pelo FMS (do inglês, Flight Management System), porem este sistema integrado a aviônica da aeronave calcula as reservas de combustível atuais baseadas no consumo instantâneo da aeronave, não fazendo uma predição do consumo antes do inicio da viagem nem da sua duração.

Apesar de existirem algumas outras formas de otimizar a trajetória da aeronave, este método visou principalmente à preocupação com combustível, por isso este trabalho pode absorver algumas melhorias com relação a outros tipos de objetivos a ser otimizado.

A discretização do banco de dados é uma solução rápida após todos os cálculos mais complexos de performance da aeronave terem sido feitos, por isso esta ferramenta tem uma contribuição importante para estimativas de consumo e tempo.

Com uma ferramenta desse tipo, um engenheiro de operações pode trazer grandes ganhos de economia para diversos tipos de aeronaves, sem necessitar de um grande tempo de cálculo, podendo fazer um planejamento de vôo instantes antes do início da viagem.

Como os bancos de dados são arquivos criados a partir de dados fornecidos pelo fabricante, a ferramenta é muito simples de ser intercambiável entre diferentes modelos de aeronaves, tendo assim um alto poder de difusão entre operadores em varias partes do mundo.

Dessa forma propõem-se como melhorias:

- Incluir um banco de dados para rotas oficiais, fazendo uma aproximação mais real da aerovia necessária a ser utilizada no plano de vôo;
- Melhorar a leitura do banco de dados para tornar a ferramenta mais rápida, principalmente para a análise de vários pontos, que torna a ferramenta lenta;
- Analisar outros custos operacionais no cálculo para tornar a ferramenta mais próxima da realidade do operador. Uma forma simples de atender isso seria levar em conta a utilização do *Cost Index*.
- Adicionar limites operacionais específicos de cada aeronave, que podem ser inseridos em um arquivo de entrada para que não seja necessária uma reprogramação da rotina, para evitar discrepâncias com a realidade do operador, por exemplo é necessário introduzir um limite de volume para o tanque de combustível e para o combustível no início da viagem.

REFERÊNCIAS

- [1] BOEING COMMERCIAL AIRPLANES, **Jet Transport Performance Methods**, Seattle, 2009.
- [2] AIRBUS FLIGHT OPERATIONS SUPPORT, **Getting to Grips with fuel economy**, Blagnac, 2004.
- [3] AIRBUS FLIGHT OPERATIONS SUPPORT, **Getting to Grips with aircraft performance**, Blagnac, 2002.
- [4] TURGUT, E. T.; ROSEN, M.A. **Relationship between fuel consumption and altitude for commercial aircraft during descent: Preliminary assessment with a genetic algorithm**, 2011.
- [5] RIVAS, D.; GARCIA, O. L.; ESTEBAN, S.; GALLO, E. **An analysis of maximum range cruise including wind effects**, 2008.
- [6] RYERSON, M. S.; HANSEN, M.; BONN, J. **Fuel consumption and operational Performance**, 2011.
- [7] GOMES, C. E. A. **Software para Otimização de Rota em Função da Distribuição Espacial de Ventos**, Instituto Tecnológico da Aeronautica, 2011.
- [8] ROSKAM, J.; LAN C. E. **Airplane Aerodynamics and Performance**. 1. ed. Lawrence: DARcorporation, 1997. 743 p.