

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



José Ricardo de Sampaio Borges
Tatiana Maymone de Melo Carvalho

**Metodologia para determinação da trajetória de uma
aeronave durante as fases de decolagem e subida**

Trabalho de Graduação
2005

Infra-Estrutura

José Ricardo de Sampaio Borges
Tatiana Maymone de Melo Carvalho

**Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave
durante as fases de decolagem e subida**

Orientadores
Prof. Dr. Cláudio Jorge Pinto Alves (IEIT)
Eng. José Carlos Yoshio Furuzawa (EMBRAER)

Divisão de Engenharia de Infra-Estrutura Aeronáutica

SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
CENTRO TÉCNICO AEROESPACIAL
INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

2005

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)
Divisão Biblioteca Central do ITA/CTA

Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP)

Divisão Biblioteca Central do ITA/CTA

Borges, José Ricardo de Sampaio
Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave durante as fases de decolagem e subida /
José Ricardo de Sampaio Borges.
São José dos Campos, 2005
67f.

Trabalho de Graduação – Divisão de Engenharia de Infra-Estrutura Aeronáutica - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2005. Orientadores: Prof. Dr. Cláudio Jorge Pinto Alves, Eng. José Carlos Yoshio Furuzawa

1. Controle de aeronaves. 2. Desempenho de aeronaves. 3. Trajetórias de vôos. I. Tatiana Maymone de Melo Carvalho. II. Centro Técnico Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia de Infra-Estrutura Aeronáutica. III. Título

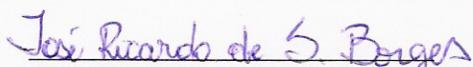
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

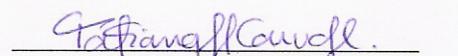
BORGES, José Ricardo de Sampaio; CARVALHO, Tatiana Maymone de Melo. **Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave durante as fases de decolagem e subida**. 2005. 67f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: José Ricardo de Sampaio Borges, Tatiana Maymone de Melo Carvalho
TÍTULO DO TRABALHO : Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave durante as fases de decolagem e subida
TIPO DO TRABALHO/ANO: Graduação / 2005

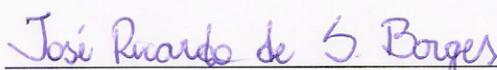
É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta monografia de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.


José Ricardo de Sampaio Borges
Rua H8 B apto 228 CTA
12228-461-São José dos Campos-SP

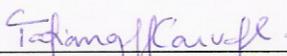

Tatiana Maymone de Melo Carvalho
Rua H8 A apto 102 CTA
12228-461-São José dos Campos-SP

Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave durante as fases de decolagem e subida

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação



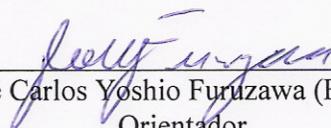
José Ricardo de Sampaio Borges
Autor



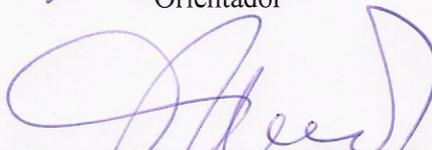
Tatiana Maymone de Melo Carvalho
Autor



Prof. Dr. Cláudio Jorge Silva Pinto (PTA)
Orientador



Eng. José Carlos Yoshio Furuzawa (EMBRAER)
Orientador



Prof. Dr. Flávio Mendes Neto
Coordenador do Curso de Engenharia de Infra-Estrutura Aeronáutica

São José dos Campos, 16 de novembro de 2005

Agradecimentos

É incrível como passei os últimos 6 anos imaginando o que escreveria nessa parte de meu TG! Agora que o momento chegou, me sinto completamente desnortado, como se não acreditasse que isso realmente está acontecendo.

Tentando superar esse desconforto, aqui começa a lista de pessoas: meus pais José Borges e Maria das Graças, sem o apoio de vocês não estaria aqui, Julinho, Eduardo e Diana, meus irmãos, sem vocês a vida seria muito sem graça, bem como as ações da Ambev estariam valendo menos, meus amigos de ITA, companheiros de apartamento, pessoas que no começo me pareciam colegas de faculdade e que, de repente, se tornaram irmãos e partes indispensáveis de minha vida, meu **MUITO OBRIGADO!!!**

Academicamente, não posso deixar de lembrar de meus professores do ITA que, cada um de seu jeito, me fizeram ser uma pessoa melhor nesses anos. Aproveito para pedir desculpas ao professor Flávio Mendes, ele não sabia o que estava por vir quando disse: “Nunca perdi uma série de partidas de sinuca!”...

Profissionalmente, agradeço aos meus colegas de trabalho em todas as empresas onde estive nesses anos, em especial aos amigos da Embraer, onde pude realizar esse trabalho. Muito obrigado Furu, chefe e grande orientador, Comune, o melhor e mais bronco professor de Fortran do mundo, Pradines, o cara que conseguiu fazer com que entendêssemos seu programa de cálculo de gradiente, Hoffmann, sua paciência e didática foram fundamentais para o término dessa etapa e, por fim, mas não menos especial, Fábio Mariano dos Santos, o primeiro aluno de graduação da Univap a orientar um dupla atrapalhada do ITA em seu Trabalho de Graduação. Aos que não foram citados aqui, gostaria de estender o agradecimento, vocês são muito especiais e com certeza fazem com que um simples escritório se transforme no melhor ambiente de trabalho que se possa imaginar!

Por último, gostaria de agradecer a menina que vem me agüentando nos últimos 16 meses, companheira de estudos, TG, trabalho e demais aperreios inerentes da vida iteana! May, não tenho palavras pra descrever o que você representa pra mim, sem sua presença não saberia até hoje como é maravilhosa a sensação de acordar todos os dias tendo alguém para amar...

MUITO OBRIGADO!!!

José Ricardo de Sampaio Borges

Resumo

No presente trabalho, foi desenvolvida uma metodologia visando determinar a trajetória de duas aeronaves modelo durante as fases de decolagem e subida, fornecendo adicionalmente dados importantes de performance das mesmas quando submetidas a diferentes condições atmosféricas, bem como a mudanças nas configurações apresentadas pelas próprias aeronaves.

A partir dessa metodologia, foi concebido um programa, cujo módulo de cálculo é baseado em equações da Aerodinâmica. O desenvolvimento dessa parte do *software* foi feito em Fortran, com o auxílio da plataforma Compaq Visual Fortran 6[®]. Devido ao ambiente pouco amigável com o usuário inerente dos programas concebidos nessa linguagem, foi elaborada uma interface gráfica em Pascal com o auxílio do Borland Delphi 5[®].

Esse programa é capaz de fornecer, de forma rápida e clara, como varia o comportamento dessas duas aeronaves em diferentes situações de: altitude, temperatura, posição de flaps, sistema de *anti-icing*, peso, velocidade do vento e número de motores operantes (operações em regimes mono ou bimotor).

A metodologia aqui estabelecida é geral, ou seja, programas semelhantes podem ser desenvolvidos para as mais diversas aeronaves, desde que estejam disponíveis os bancos de dados necessários para a determinação dos dados de performance das mesmas.

Abstract

In the present work, a methodology was developed aiming to determine the vertical profile of the flight path for two fictitious aircrafts during take-off and climbing, giving in addition important information about their performances when submitted to different atmospheric conditions and changes in the configurations presented for the proper aircrafts.

From this methodology, a program was conceived whose calculation module is based on equations of Aerodynamics. The development of this part of the software was made in FORTRAN, with the aid of the platform Visual Compaq FORTRAN 6[®]. Because of the little friendly environment with the user of the programs conceived in this language, a graphical interface was developed in Paschal with the aid of the Borland Delphi 5[®].

This program is capable to supply in a fast and clear way how varies the behavior of these two aircraft in different situations of: altitude, temperature, flaps position, system of anti-icing, weight, wind speed and number of operative engines (operations with one or two-engines).

The methodology established here to conceive the program is general. Because of it, similar programs can be developed for the most diverse aircrafts since the necessary data bases for performance calculations are available for them.

Sumário

1. Introdução	1
2. Algumas Definições Importantes	3
2.1. Atmosfera Padrão Internacional (ISA)	3
2.1.1. Temperatura	4
2.1.2. Pressão atmosférica	4
2.1.3. Densidade do ar	4
2.2. Velocidades	4
2.2.1. Velocidades segundo a forma de medição	4
2.2.2. Definições das velocidades durante a decolagem	6
3. Desempenho em Subida	10
4. Características das Aeronaves Modelo Adotadas	15
5. Modelo de Ventos Adotado	17
6. Visão Geral do Software Desenvolvido	19
6.1. Detalhamento do Módulo de Cálculo	19
6.2. Interface Gráfica	22
7. Decolagem com Falha de Motor	31
7.1. Corrida de Decolagem (<i>Takeoff Run</i>):	31
7.2. Primeiro Segmento:	32
7.3. Segundo Segmento:	32
7.4. Terceiro Segmento (Segmento Horizontal de Aceleração):	33
7.5. Quarto Segmento:	34
8. Perfil para Decolagem Bi-motor	36
8.1. Corrida de Decolagem (<i>Takeoff Run</i>):	36
8.2. Primeiro Segmento:	36
8.3. Segundo Segmento:	37
8.4. Terceiro Segmento:	37
8.5. Quarto Segmento:	37
8.6. Quinto Segmento:	38
8.7. Sexto Segmento:	38
9. Resultados Obtidos	44
10. Conclusões	56
Referências	57

Índice de Figuras

Figura 01: Velocidades durante a decolagem.....	7
Figura 02: Principais forças atuantes em uma aeronave	10
Figura 03: Modelo de ventos no plano vertical adotado	18
Figura 04: Perfil Vertical obtido para bi-motor a tração constante (Take Off Thrust)	21
Figura 05: Perfil Vertical obtido para bi-motor a tração constante (<i>Take Off Thrust</i>), limitando a distância vertical em 400ft.....	21
Figura 06: Preenchimento dos dados de entrada na interface	24
Figura 07: Procedimento na saída da interface.....	25
Figura 08: Saída em formato texto do programa.....	26
Figura 09: Perfil vertical típico na saída do programa	27
Figura 10: Resultado típico de decaimento do peso com o tempo	28
Figura 11: Resultado típico da evolução do gradiente de subida com o tempo	29
Figura 12: Resultado típico da variação do peso em função da altitude	30
Figura 13: Segmentos de decolagem típicos no caso de falha de motor	31
Figura 14: Perfil típico obtido para decolagem monomotor	35
Figura 15: Perfil típico obtido para decolagem bi-motor	39
Figura 17: Descrição da lógica com regime monomotor (2 de 2).....	41
Figura 18: Descrição da lógica com regime bimotor (1 de 2).....	42
Figura 19: Descrição da lógica com regime bimotor (2 de 2).....	43
Figura 20: Variação da tração em função da temperatura (ITA MAYZEH 1)	45
Figura 21: Variação da tração em função da temperatura (ITA MAYZEH 2)	45
Figura 22: Variação do perfil (regime bimotor) com o AI.....	47
Figura 23: Variação do perfil (regime monomotor) com o AI.....	47
Figura 24: Variação do perfil (regime bimotor) com a posição de flaps.....	48
Figura 25: Variação do perfil (regime monomotor) com a posição de flaps.....	49
Figura 26: Variação do perfil (regime bimotor) com modos de tração.....	50
Figura 27: Variação do perfil (regime monomotor) com modos de tração.....	50
Figura 28: Variação do perfil (regime bimotor) com a altitude do aeroporto.....	51
Figura 29: Variação do perfil (regime monomotor) com a altitude do aeroporto.....	52
Figura 30: Variação do perfil (regime bimotor) com a temperatura do aeroporto.....	53
Figura 31: Variação do perfil (regime monomotor) com a temperatura do aeroporto.....	53
Figura 32: Variação do perfil (regime bimotor) com o peso da aeronave.....	54

Figura 33: Variação do perfil (regime monomotor) com o peso da aeronave.....55

1. Introdução

No mercado atual da aviação comercial, as operações em torno dos aeroportos metropolitanos tornaram-se muito complicadas, e por isso muitos aeroportos mantêm procedimentos virtuais padronizados para as chegadas e partidas. Especificamente, são utilizados o *Standard Instrument Departures* (SID), para as partidas, e o *Standard Arrivals* (STAR), para as chegadas, que foram desenvolvidos para garantir um fluxo contínuo e seguro saindo e chegando nos aeroportos, respectivamente. Até recentemente, a análise desses procedimentos era muito complexa, e o desempenho do avião nesses casos precisava ser feito manualmente. O desenvolvimento de um *software* para analisar o desempenho do avião durante essas etapas padronizadas vem contribuir substancialmente para um melhor controle do espaço aéreo.

O objetivo principal desse trabalho é a elaboração de um programa visando a determinação do desempenho de duas aeronaves modelo, fornecendo informações sobre a trajetória percorrida pela mesma em operações nas áreas terminais, bem como do cálculo pontual de gradiente/razão de subida. Análises como a de perda de motor, livramento de obstáculos, aproximação/arremetida e procedimentos de emergência poderão também ser aplicadas em fases mais avançadas do projeto.

Outra aplicação importante de *softwares* desse tipo é contemplar a análise de ruído produzido pela aeronave. Esse problema é cada vez mais freqüente em grandes centros, tornando impraticável a operação de aeronaves de grande porte nos aeródromos mais próximos do centro da cidade. Tendo em vista que as duas maiores fabricantes de jatos de grande porte do mundo (Boeing e Airbus) voltam suas atenções para a produção de *New Large Aircrafts*, é grande o interesse das companhias aéreas em poder estimar o ruído a ser produzido por essas aeronaves em diferentes condições iniciais de vôo, podendo haver otimização da relação de carga paga *versus* aeroporto a ser utilizado.

Além disso, é importante notar que o programa deve ser capaz de contemplar operações tanto com as aeronaves voando com todos os motores operando, bem como quando há falha de um motor depois que a velocidade de decisão (V_1) já tiver sido ultrapassada.

No entanto, vale ressaltar que o *software* a ser desenvolvido nesse trabalho ficará restrito à análise do perfil vertical de vôo. A inclusão da opção de análise de desempenho quanto ao perfil horizontal constitui um trabalho muito mais complexo do ponto de vista aerodinâmico, e não será desenvolvido no modelo matemático contemplado no presente trabalho. Essa

limitação inviabiliza, nesse trabalho, a análise de ruídos, já que o desempenho das aeronaves em 3D não será desenvolvido.

De forma a organizar melhor o conteúdo do trabalho, o estudo deve ser iniciado com definições importantes no âmbito atmosférico e aerodinâmico, seguidas das características das aeronaves modelo adotadas. De posse desses dados, passa-se então para a fase de estudo da lógica matemática a ser utilizada e, conseqüentemente, da seqüência a ser implementada no código do programa. Com isso, são obtidos resultados importantes do ponto de vista de planejamento e dinâmica de vôos, que devem ser discutidos e validados posteriormente.

2. Algumas Definições Importantes

2.1. Atmosfera Padrão Internacional (ISA)

Primeiramente, deve-se fazer um estudo preliminar acerca do elemento fundamental para o desempenho de uma aeronave: a atmosfera. A atmosfera é uma camada de gases que envolve a Terra. Devido à atração gravitacional, a maior parte da massa contida nessa camada fica concentrada nos seus primeiros 5000 metros. A atmosfera terrestre é composta basicamente de nitrogênio (78%) e oxigênio (21%), gases que aparecem sob proporções variadas e apresentam propriedades físicas distintas à medida em que nos afastamos da superfície da Terra.

Dentre as propriedades físicas mais relevantes para o presente trabalho, destacam-se a **temperatura**, a **pressão** e a **densidade**. O desempenho das aeronaves é função dessas propriedades físicas. Por exemplo, quanto menor a densidade, menores serão a sustentação e a tração gerada pelos motores.

Como há uma infinidade de condições ambientais ao redor do mundo, a Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) definiu uma Atmosfera Padrão Internacional (*International Standard Atmosphere* ou *ISA*), a qual serve como um modelo tomando como referência as médias das propriedades físicas analisadas ao longo de um grande período de tempo. Para a construção desse modelo, o ar atmosférico é considerado como sendo desprovido de umidade. Fenômenos atmosféricos como ventos e turbulência também são ignorados. Ademais, o efeito das estações do ano e da situação geográfica (latitude e longitude) do observador não influencia nos valores. Os valores de referência adotados na construção da ISA ao nível do mar são os seguintes:

Temperatura Padrão	$T_0 = 15^\circ\text{C}$
Pressão Padrão	$P_0 = 1013,2\text{hPa}$
Densidade Padrão	$\rho_0 = 1,225\text{kg/m}^3$

A partir desses valores podem ser desenvolvidos modelos que permitem estimar essas grandezas em qualquer lugar da atmosfera, da seguinte forma:

2.1.1. Temperatura

A temperatura diminui à medida em que a altitude aumenta até a tropopausa (36089 ft). A partir dessa altitude, a temperatura permanece constante e igual a $-56,5^{\circ}\text{C}$. O modelo que mais é utilizado para prever a temperatura numa determinada altitude (inferior a 36089 ft) é:

$$T = 15 - 0,0019812 \cdot h, \text{ onde:} \quad (\text{eq. 1})$$

T = temperatura do ar externo

h = altitude (em ft)

2.1.2. Pressão atmosférica

Aqui, mais uma vez, o início da tropopausa marca uma descontinuidade no equacionamento do modelo proposto para a determinação da pressão atmosférica em um determinado ponto:

$$P = 1013,2 \cdot (1 - 6,8755856 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{5,2558797}, \quad h \leq 36089 \text{ ft} \quad (\text{eq. 2})$$

$$P = 226,3093 \cdot e^{(-0,00004806346 \cdot (h - 36089,24))}, \quad h > 36089 \text{ ft} \quad (\text{eq. 3})$$

P = pressão atmosférica local (hPa)

h = altitude em ft

2.1.3. Densidade do ar

O mesmo procedimento pode ser feito para a densidade. Novamente duas equações são apresentadas: uma delas válida até a tropopausa, e a outra, a partir desse limite. Eis as equações:

$$\rho = 1,225 \cdot (1 - 6,8755856 \cdot 10^{-6} \cdot h)^{4,2558797}, \quad h \leq 36089 \text{ ft} \quad (\text{eq. 4})$$

$$\rho = 0,363918 \cdot e^{(-0,00004806346 \cdot (h - 36089,24))}, \quad h > 36089 \text{ ft} \quad (\text{eq. 5})$$

ρ = densidade atmosférica local (kg/m^3)

h = altitude em ft

2.2. Velocidades

2.2.1. Velocidades segundo a forma de medição

Na descrição dos dados para a obtenção do desempenho de uma aeronave, o conceito de velocidade assume diversas formas. Vejamos então as principais delas:

. Velocidade Indicada (IAS):

É a velocidade indicada no velocímetro. Esta velocidade é utilizada na avaliação do desempenho da aeronave visto que os dados de desempenho geralmente são dados em termos da velocidade indicada.

. Velocidade Calibrada (CAS):

É a velocidade indicada corrigida pelos erros de posição, ou seja, localização da sonda do velocímetro na aeronave. É importante observar que as maiores diferenças entre CAS e IAS ocorrem em baixas velocidades, devido ao fato de que, ao voar em baixa velocidade, a aeronave adota uma atitude de nariz para o alto, o que distorce o fluxo de ar medido pelo tubo de Pitot.

. Velocidade Equivalente (EAS):

Ao voar em um determinado nível de vôo, a aeronave é submetida a uma pressão dinâmica. A velocidade equivalente é a velocidade calibrada que a aeronave deveria adotar, ao nível do mar, para experimentar a mesma pressão dinâmica observada no nível de vôo que ela se encontra no momento da medição.

. Velocidade Verdadeira (TAS):

É a velocidade equivalente corrigida pelas diferenças de densidade do ar entre o nível do mar (utilizado na calibração) e o nível atual de vôo da aeronave.

A medida em que a aeronave voa cada vez mais alto, a diferença entre as velocidades IAS e TAS vai ficando cada vez maior. Supondo que a IAS permaneça constante, a TAS vai aumentando à medida que a aeronave voa em altitudes maiores.

Para examinarmos as equações que descrevem as velocidades descritas acima, devem ser analisados alguns parâmetros físicos importantes:

. Razão de Pressões (δ):

A razão de pressões é o resultado da divisão da pressão atmosférica local pela pressão atmosférica ao nível do mar, sendo portanto uma grandeza adimensional. Mais uma vez, esse parâmetro assume formulações diferentes quando é ultrapassado o limite da tropopausa:

$$\delta = \left(\frac{288,15 - 0,0019812h}{288,15} \right)^{5,25588} \quad h \leq 36089\text{ft} \quad (\text{eq. 6})$$

$$\delta = 0,22336 \cdot e^{\left(\frac{36089-h}{20805,1} \right)} \quad h > 36089\text{ft} \quad (\text{eq. 7})$$

. Razão de Temperaturas (θ):

A razão de temperaturas é o resultado da divisão da temperatura atmosférica local pela temperatura atmosférica ao nível do mar nas condições ISA. Mais uma vez, a formulação se divide em duas:

$$\theta = \left(\frac{288,15 - 0,0019812h + \Delta ISA}{288,15} \right) \quad h \leq 36089\text{ft} \quad (\text{eq. 8})$$

$$\theta = \left(\frac{216,65 + \Delta ISA}{288,15} \right) \quad h > 36089\text{ft} \quad (\text{eq. 9})$$

. Conversão de Velocidade Indicada (IAS) para Velocidade Verdadeira (TAS):

A conversão de uma velocidade na outra constitui parte do modelo matemático proposto para o cálculo do desempenho da aeronave, sendo dada por:

$$TAS = 1479,1 \sqrt{\theta \cdot \left[\left(\frac{1}{\delta} \left\{ \left[1 + 0,2 \cdot \left(\frac{IAS}{661,4786} \right)^2 \right]^{3,5} - 1 \right\} + 1 \right)^{\frac{1}{3,5}} - 1 \right]} \quad (\text{eq. 10})$$

. Conversão de Velocidade Verdadeira (TAS) para Velocidade Indicada (IAS):

A conversão de uma velocidade na outra constitui parte do modelo matemático proposto para o cálculo do desempenho da aeronave, sendo dada por:

$$CAS = 1479,1 \sqrt{\left[\left(\delta \left\{ \left[1 + \frac{1}{\theta} \cdot \left(\frac{TAS}{1479,1} \right)^2 \right]^{3,5} - 1 \right\} + 1 \right)^{\frac{1}{3,5}} - 1 \right]} \quad (\text{eq. 11})$$

2.2.2. Definições das velocidades durante a decolagem

Nessa seção, serão discutidos os principais valores de velocidade (sempre em termos de velocidade indicada – IAS) que um piloto usualmente utiliza durante uma decolagem.

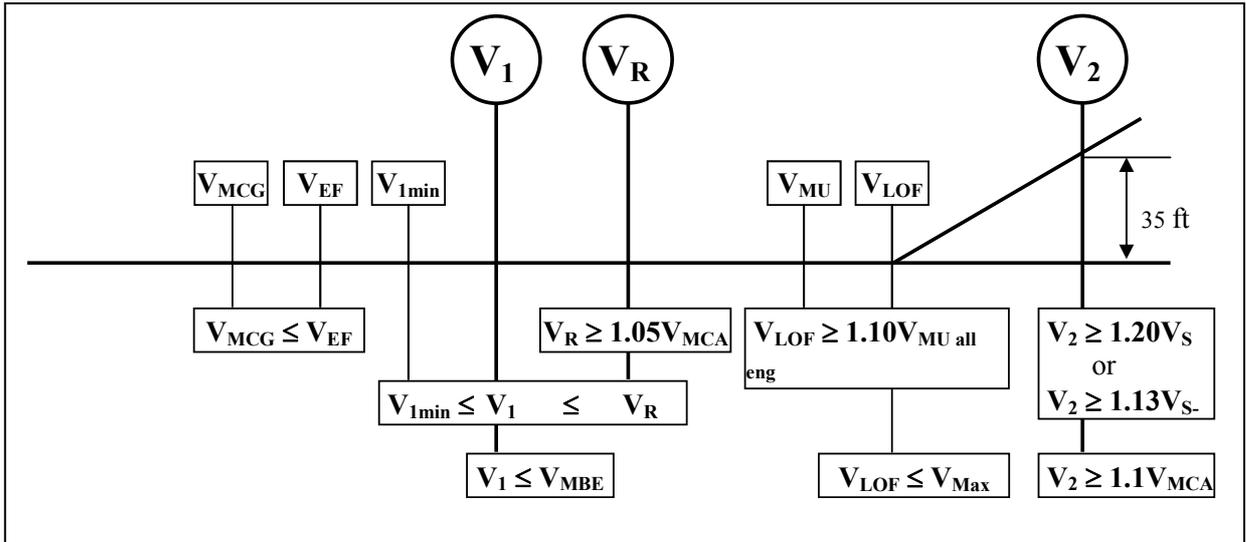


Figura 01: Velocidades durante a decolagem

Vale ressaltar que, na prática, o piloto se preocupa com 3 velocidades principais: V_1 , V_R e V_2 . As demais velocidades são mais utilizadas em certificação de aeronaves durante procedimentos de decolagem.

Como o presente trabalho se volta para a análise de desempenho de uma aeronave já certificada, será dada somente uma breve explicação acerca das velocidades mostradas na Figura 01, conforme segue abaixo:

. V_{EF} – Engine Failure Speed:

É a velocidade na qual o motor crítico torna-se inoperante. Não pode ser inferior a V_{MCG} .

. V_{MCG} – Minimum Control Speed on the Ground:

É a velocidade na qual, quando o motor crítico torna-se inoperante e a decolagem não é interrompida, é possível manter controle direcional da aeronave usando somente controles aerodinâmicos primários, sem desvio do centro da pista superior a 30 ft.

. V_1 – Decision Speed:

É a velocidade na qual, seguida de uma falha de motor com V_{EF} , o piloto deve decidir se vai continuar a decolagem (alcançando V_2 sem ultrapassar o comprimento de decolagem disponível) ou abortar a mesma (levando a aeronave à parada total no *accelerate-stop distance* disponível).

. V_R – *Rotation Speed*:

É a velocidade na qual o piloto inicia a levantar o trem de pouso do nariz da aeronave.

. V_2 – *Takeoff Climb Speed*:

É a velocidade alcançada a 35 ft da cabeceira da pista, assumindo um motor inoperante e a rotação iniciada em V_R . Essa velocidade varia de acordo com a altitude do aeródromo, peso da aeronave e temperatura local.

. V_{FR} – *Flap Retraction Speed*:

É a velocidade (ou uma agenda de velocidades) na qual a retração dos flaps de decolagem deve ser iniciada durante o Segmento de Aceleração (Terceiro Segmento), no caso de falha de motor durante a decolagem. V_{FR} é normalmente definida como $V_2 + \Delta$, onde Δ é função da configuração inicial para o flap de decolagem. No caso de todos os motores estarem operantes, V_{FR} é somente uma referência à mínima velocidade na qual a retração de flaps deve ser iniciada.

. V_{FS} – *Takeoff Final Segment Climb Speed*:

É a velocidade a ser alcançada durante o segmento final, com trem de pouso recolhido e flaps completamente retraídos. Essa velocidade é determinada antes do vôo, dependendo do peso da aeronave. No entanto, muitas companhias aéreas adotam padronizações para o valor de V_{FS} , de forma a facilitar os procedimentos de vôo a serem seguidos por seus pilotos.

2.3. Minimum Sector Altitude (MSA)

Para todo aeródromo, é definida uma região circular definida por um raio de 25NM, partindo do centro da pista do mesmo. A MSA (Minimum Sector Altitude) é a mínima altitude na qual uma aeronave poderia voar nessa região, livrando qualquer obstáculo ali presente com distância vertical maior ou igual a 1000ft (300m).

A partir dessa definição, ficou estabelecida uma recomendação da ICAO (***International Civil Aviation Organization, DOC 8168-OPS/611, Volume 1, 4ª Edição, de 11/11/1996***) de que uma aeronave não deva voar abaixo da MSA quando estiver sobre essa região definida para cada aeródromo, tendo em vista o risco iminente de colisão. Seguindo a mesma lógica, não se deve proceder com a aceleração final da aeronave enquanto ela não estiver acima da

MSA, pois, como será visto adiante, imprimir um aumento na velocidade implica em uma perda no gradiente de subida.

Essa é uma consideração que restringe sobremaneira a operação em muitos aeroportos, notadamente naqueles onde há presença de muitos obstáculos a seu redor. No caso contemplado nesse projeto, o aeródromo será considerado como sendo **sem obstáculos**, fazendo com que a escolha das altitudes para mudança de configuração da aeronave possa ser feita com liberdade total pelo usuário, não havendo riscos de incorrer em erros de não obediência da MSA.

3. Desempenho em Subida

Em vôo de cruzeiro, a tração da aeronave é utilizada para equilibrar-se com o arrasto. Devido à conservação de energia, se a aeronave ganhar altura e os motores forem mantidos com a mesma potência, inevitavelmente haverá uma redução na velocidade. Essa subida não representa uma condição estável, pois a perda de velocidade pode conduzir ao estol da aeronave.

Dessa forma, durante a subida, a tração ou potência dos motores é aumentada, de forma a permitir um aumento na velocidade e no nível de vôo da aeronave. Os principais ângulos e as principais forças atuantes durante uma subida estão representados na figura abaixo:

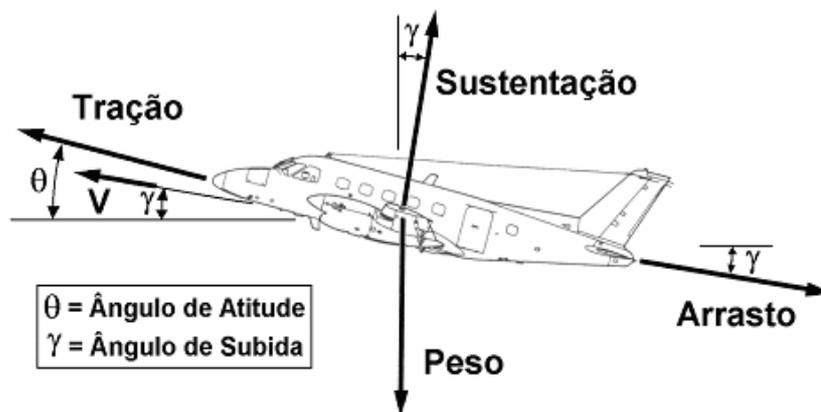


Figura 02: Principais forças atuantes em uma aeronave

Assumamos que o ângulo de atitude θ é igual ao ângulo de subida γ , o que significa que a tração está alinhada com o arrasto. Equacionando o desempenho da aeronave em subida, temos:

. Forças paralelas à trajetória da aeronave:

$$T - D - W \sin \gamma - M \frac{dV}{dt} = 0 \quad (\text{eq. 12})$$

. Forças perpendiculares à trajetória da aeronave:

$$L - W \cos \gamma + M \frac{V d\gamma}{dt} = 0 \quad (\text{eq. 13})$$

Onde:

T = Tração (N)

$W = \text{Peso (N)}$

$L = \text{Sustentação (N)}$

$\gamma = \text{Ângulo de subida (graus)}$

O próximo passo é desenvolver um pouco mais essas equações. Da equação 12, temos:

$$T - D - W \text{sen} \gamma - M \frac{dV}{dt} = 0$$

Substituindo $M = W/g$ e dividindo tudo por W , temos:

$$\text{sen} \gamma = \frac{T - D}{W} - \frac{1}{g} \frac{dV}{dt} \quad (\text{eq. 14})$$

Definindo a taxa de subida (*rate of climb*) por:

$$ROC = V \text{sen} \gamma = \frac{dh}{dt} \quad (\text{eq. 15})$$

Substituindo na equação 14, tem-se:

$$ROC = \frac{T - D}{W} V - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt}$$

Fazendo a suposição de que o avião voe com velocidade verdadeira (TAS) constante, então:

$$ROC = \frac{T - D}{W} V \quad (\text{eq. 16})$$

Será que essa consideração (TAS constante) está correta?

Geralmente, as aeronaves voam com velocidade indicada (IAS) contante em cada um dos segmentos que compõem o perfil vertical de vôo. Isso se deve ao fato de que é mais fácil para o piloto controlar essa velocidade, já que é ela que aparece no velocímetro no painel da aeronave.

À medida que a altitude muda durante a subida, a TAS também muda devido às mudanças de temperatura, pressão e densidade do ar. Se for mantida IAS ou CAS constante, a TAS vai aumentar durante a subida.

Se for mantido *mach number* (**M**) constante abaixo da tropopausa, devido à diminuição da velocidade do som com o decréscimo de temperatura, a TAS irá decrescer durante a subida.

Continuando com os desenvolvimentos matemáticos necessários:

$$ROC = \frac{dh}{dt} = \frac{T-D}{W}V - \frac{V}{g} \frac{dV}{dt} \quad (\text{eq. 17})$$

Considerando:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{dV}{dh} \frac{dh}{dt}$$

Substituindo na equação acima e fazendo uma pequena álgebra, tem-se:

$$\frac{dh}{dt} = \left| \frac{\frac{T-D}{W}V}{\left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}\right)} = ROC \right| \quad (\text{eq. 18})$$

O termo $\left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}\right)$ é definido como **fator de aceleração**.

O fator de aceleração será de suma importância para a definição da trajetória de subida, tendo em vista que é determinante na performance da aeronave. O fator de aceleração, como pode facilmente ser visto na eq. 18, juntamente com tração (T), arrasto (D), peso da aeronave (W) e velocidade verdadeira (V) é responsável por definir o valor da razão de subida à qual a aeronave está submetida. O fator de aceleração é função de:

(a) Como a aeronave está sendo usada (modo de seleção das velocidades):

- . IAS constante
- . *Mach number* (M) constante

(b) Temperatura:

- . ISA (*standard day*) ou não-ISA

(c) Altitude:

- . Acima ou abaixo da tropopausa

A tabela 01 resume como ocorre a variação do fator de aceleração sob diversas condições:

Tabela 01: Fator de aceleração $\left(1 + \frac{V}{g} \frac{dV}{dh}\right)$

Temperatura	Velocidade constante	Abaixo da tropopausa	Acima da tropopausa
ISA	M	$1 - 0,133184M^2$	0
	IAS	$1 + 0,7M^2(\phi - 0,190263)$	$1 + 0,7M^2(\phi)$
Não-ISA	M	$1 - 0,133184M^2\left(\frac{T_{std}}{T}\right)$	0
	IAS	$1 + 0,7M^2\left[\phi - 0,190263\left(\frac{T_{std}}{T}\right)\right]$	$1 + 0,7M^2(\phi)$

$$\text{Onde } \phi = \frac{1[(1 + 0,2M^2)^{3,5} - 1]}{0,7M^2(1 + 0,2M^2)^{2,5}} \quad (\text{eq. 19})$$

. Cálculo da sustentação do avião:

Durante o modelamento matemático adotado, outro fator importante para o cálculo do desempenho é a sustentação da aeronave. Simplificando as equações de equilíbrio já mencionadas, com $L = W$, tem-se:

$$L = \frac{1}{2} \rho \cdot C_L \cdot S \cdot V^2 = W = mg \quad , \text{ onde:} \quad (\text{eq. 20})$$

L = sustentação (N)

ρ = densidade do ar (kg/m^3)

C_L = coeficiente de sustentação (adimensional)

S = área da asa (m^2)

V = velocidade da aeronave (m/s)

Daí, fica definido o parâmetro **coeficiente de sustentação (C_L)**, dado por:

$$C_L = \frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot V^2} \quad (\text{eq. 21})$$

. Cálculo do arrasto na aeronave:

A definição dessa grandeza é também importante no nosso modelo. O arrasto é dado por:

$$D = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_D, \text{ onde:} \quad (\text{eq. 22})$$

D = arrasto (N)

ρ = densidade do ar (kg/m^3)

C_D = coeficiente de arrasto (adimensional)

S = área da asa (m^2)

V = velocidade da aeronave (m/s)

O coeficiente de arrasto (C_D) é dado por:

$$C_D = C_{D_o} + \frac{C_L^2}{\pi A e}, \text{ onde:} \quad (\text{eq. 23})$$

C_{D_o} = coeficiente de arrasto parasita (adimensional)

C_L = coeficiente de sustentação (adimensional)

A = razão de aspecto da asa (adimensional)

e = fator de eficiência da asa (adimensional)

4. Características das Aeronaves Modelo Adotadas

Dado o modelamento matemático descrito anteriormente, falta agora definir quais aeronaves servirão de modelo para o desenvolvimento do *software*. A maior dificuldade aqui encontrada reside no fato de não haver grande diversidade de aeronaves cujos bancos de dados disponíveis supram as informações necessárias para o cálculo de todos os parâmetros aerodinâmicos já explicitados.

A precariedade de bancos de dados ocorre em função do sigilo inerente às informações ali presentes. Estratégias para cumprimento de itens de certificação, eventuais “pontos fracos” da aeronave ante algumas situações e detalhes de projeto para aumentar o alcance são alguns dos itens que deixam claro o porquê de as fabricantes de avião não publicarem todos os bancos de dados relativos às suas aeronaves.

Para o presente trabalho, foram idealizadas duas “aeronaves híbridas”, chamadas ITA-MAYZEH 1 e ITA-MAYZEH 2 , cujas principais características estão descritas a seguir:

Tabela 02: Características principais da aeronave ITA-MAYZEH 1

Especificações da Aeronave ITA-MAYZEH 1	
Comprimento	27 m
Altura	7 m
Envergadura	20 m
Velocidade máxima de cruzeiro (Mach .78)	820 km/h
Alcance 35 passageiros de 91 kg cada, cruzeiro de longo alcance (alternativa de 100 nm, 45 min espera), ISA	3200 km
Teto de serviço	36500 ft
Distância para decolagem (SL, ISA, MTOW)	1700 m
Distância para pouso (SL, ISA, MLW)	1370 m
Diferencial máximo de pressurização	55 kPa
Peso máximo de rampa	19099 kg
Peso máximo de decolagem	18999 kg
Peso máximo de pouso	17000 kg
Peso máximo zero combustível	15600 kg
Peso básico operacional	11000 kg
Tração média	2500 kg

Tabela 03: Características principais da aeronave ITA-MAYZEH 2

Especificações da Aeronave ITA-MAYZEH 2	
Comprimento	30 m
Altura	7 m
Envergadura	21 m
Velocidade máxima de cruzeiro (Mach .78)	830 km/h
Alcance 47 passageiros de 91 kg cada, cruzeiro de longo alcance (alternativa de 100 nm, 45 min espera), ISA	2900 km
Teto de serviço	36500 ft
Distância para decolagem (SL, ISA, MTOW)	2300 m
Distância para pouso (SL, ISA, MLW)	1420 m
Diferencial máximo de pressurização	55 kPa
Peso máximo de rampa	19300 kg
Peso máximo de decolagem	19200 kg
Peso máximo de pouso	18400 kg
Peso máximo zero combustível	17100 kg
Peso básico operacional	12100 kg
Tração média	2750 kg

5. Modelo de Ventos Adotado

A forma como o vento se distribui ao longo das diferentes altitudes nas quais a aeronave se encontra influencia no cálculo da velocidade dessa mesma aeronave em relação ao solo.

Como a modelagem presente no *software* do trabalho em questão será restrita ao plano vertical, será considerada a **ausência de ventos no plano horizontal**. Com isso, resta detalhar como ocorre a variação na velocidade do vento à medida que a aeronave vai atingindo altitudes cada vez maiores.

Fazendo a consideração inicial de que o vento ocorrerá somente na **direção horizontal, em sentido contrário ou a favor do movimento da aeronave**, o único fator que sofrerá influência será a **distância horizontal percorrida**, tendo em vista que a velocidade horizontal da aeronave em relação ao solo será alterado, como pode ser vista pela equação 24:

$$V_{hor} = TAS \cdot \cos \gamma - V_{vento}, \text{ onde:} \quad (\text{eq. 24})$$

V_{hor} = velocidade horizontal em relação ao solo (kt)

TAS = velocidade verdadeira (kt)

γ = gradiente de subida

V_{vento} = velocidade do vento na altitude em questão (kt)

O próximo passo é determinar como a velocidade do vento varia com a altitude. Um modelo bastante comum na indústria aeronáutica é bastante simples, conforme pode ser visto abaixo:

$$V_{vento} = V_{m\acute{a}x} \left(\frac{h}{H} \right)^{1/7} + V_{solo}, \text{ se } h \leq H \quad (\text{eq. 25})$$

$$V_{vento} = V_{m\acute{a}x} + V_{solo}, \text{ se } h \geq H \quad (\text{eq. 26})$$

Onde:

V_{vento} = velocidade do vento na altitude em questão

$V_{m\acute{a}x}$ = velocidade máxima do vento (**adotou-se 30kt**)

h = altitude na qual a aeronave se encontra (ft)

H = altitude a partir da qual V_{vento} é considerada constante (**adotou-se 1.000ft**)

A velocidade do vento junto à pista (V_{solo}) deve ser fornecida pelo usuário, podendo variar no intervalo de -10kt (vento de cauda) a 20kt (vento de proa), de forma a respeitar o envelope operacional das aeronaves modelo.

A partir dessas considerações, o modelo de ventos no plano vertical assumiria a seguinte forma (assumindo ausência de ventos junto à pista):

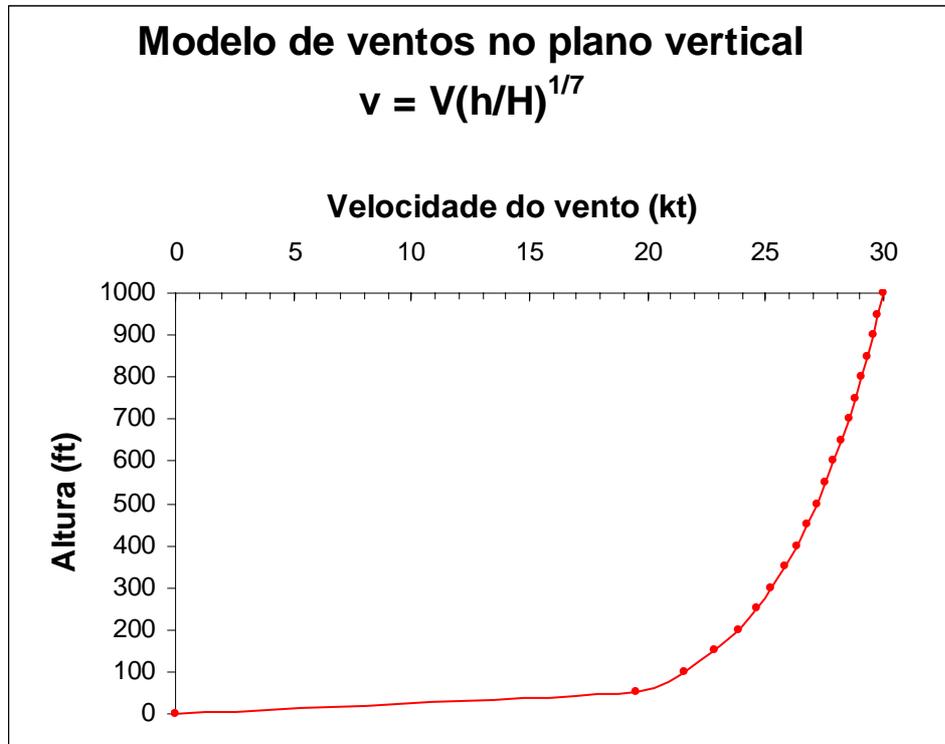


Figura 03: Modelo de ventos no plano vertical adotado

6. Visão Geral do *Software* Desenvolvido

O modelamento matemático do *software* foi desenvolvido em FORTRAN, com o auxílio da plataforma Compaq Visual Fortran 6[®]. A interface gráfica com o usuário foi desenvolvida em Pascal com o auxílio do Borland Delphi 5[®].

Para a execução de uma análise de trajetória vertical de vôo a partir de 35ft da cabeceira da pista, o usuário deverá fornecer alguns dados principais:

- Modelo da aeronave;
- Tipo de motor;
- Configuração da aeronave (regime bi-motor ou com falha de motor);
- Tração de decolagem;
- Configuração de *anti-icing*;
- Posição de *flaps*;
- Altitude e temperatura do aeroporto;
- Velocidade do vento junto à pista;
- Peso da aeronave na decolagem.

6.1. Detalhamento do Módulo de Cálculo

O Módulo de Cálculo recebe os dados de entrada fornecidos pelo usuário e inicia uma série de cálculos de forma a permitir a composição da trajetória da aeronave em questão.

O perfil vertical define a trajetória de vôo em relação ao plano vertical. Este perfil será dado a partir do cálculo dos seguintes parâmetros, que variam de acordo com o peso e altitude na qual a aeronave se encontra:

- Velocidade Verdadeira (TAS);
- Rate of Climb (ROC);
- Gradiente (γ);
- Consumo de combustível (Fuel Flow - FF).

Com a obtenção desses parâmetros, pode-se adotar um intervalo de tempo padrão para que sejam atualizados os dados de entrada para o início de um novo *loop* no *software*. As equações abaixo ilustram a forma como é feito esse procedimento:

$$DISTHOR_{depois} = DISTHOR_{antes} + (TAS \cdot \cos \gamma - V_{vento}) \cdot \Delta t \quad (\text{eq.27})$$

$$ALTITUDE_{depois} = ALTITUDE_{antes} + ROC \cdot \Delta t \quad (\text{eq. 28})$$

$$PESO_{depois} = PESO_{antes} - FF \cdot \Delta t \quad (\text{eq. 29})$$

Onde:

DISTHOR = distância horizontal percorrida desde o ponto onde a aeronave atinge 35ft de altitude na cabeceira da pista até o ponto onde estão sendo calculados os parâmetros;

ALTITUDE = altitude na qual a aeronave se encontra no ponto em questão;

PESO = peso da aeronave no ponto onde estão sendo calculados os parâmetros;

V_{vento} = velocidade do vento na altitude considerada.

Daí, surge então o questionamento: qual deve ser o valor do intervalo de tempo (Δt) a ser adotado?

Para responder tal pergunta, deve-se primeiramente considerar que esse intervalo de tempo serve como forma de discretizar uma trajetória que na realidade acontece de forma contínua. Como em todo processo de discretização, sabe-se que ele deve perder a qualidade dos dados a medida em que o intervalo utilizado para a atualização dos mesmos aumenta. Daí, fica clara a idéia de que Δt deve ser o menor possível, de forma a obtermos um perfil muito mais próximo do real.

Contudo, quanto menor o valor de Δt , mais *loops* o programa deverá executar até atingir os patamares de altitude que o usuário desejar. Como os cálculos envolvidos são relativamente complexos, o tempo de execução do programa poderia ficar muito longo caso seja utilizado Δt muito pequeno.

De forma a chegar na resposta ideal, foram feitas análises de perfis obtidos com condição bi-motor e tração constante, para diversos intervalos de tempo, de forma a analisar a influência de Δt na qualidade dos *outputs* obtidos. O resultado de tal análise pode ser melhor interpretado com o auxílio da Figura 04:

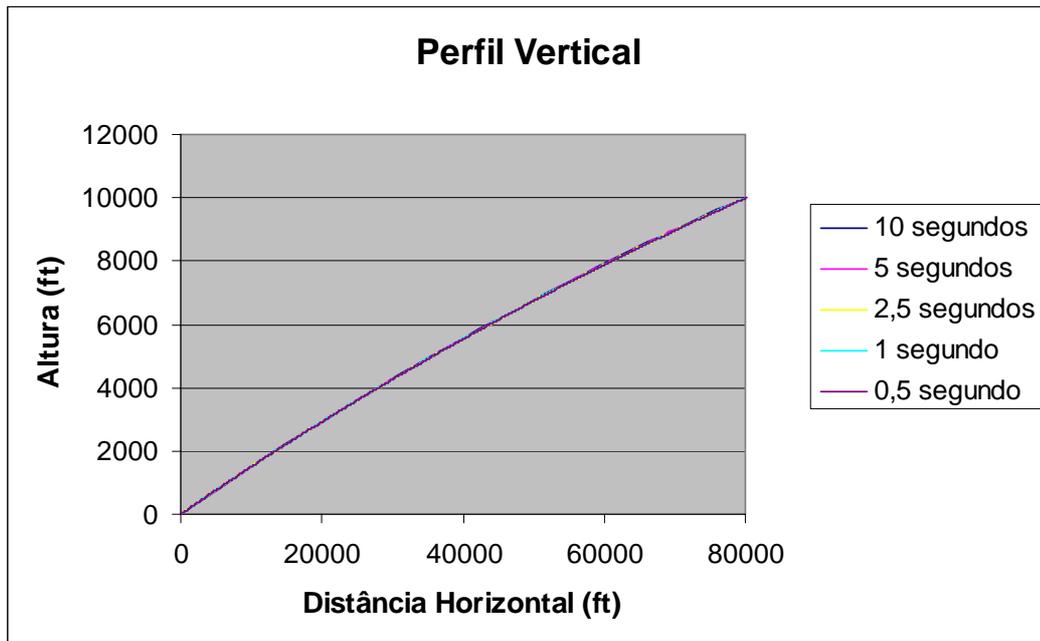


Figura 04: Perfil Vertical obtido para bi-motor a tração constante (*Take Off Thrust*)

A partir do gráfico acima, vê-se que não há muita diferença entre as trajetórias em função do intervalo de tempo adotado. No entanto, fica claro que o eixo está com uma escala muito pequena, o que pode interferir na análise visual dos dados. Pensando nisso, foi feita então a mesma análise, limitando a distância vertical (altitude da aeronave subtraída da altitude do aeródromo) em 400ft. O resultado obtido pode ser visto na Figura 05:

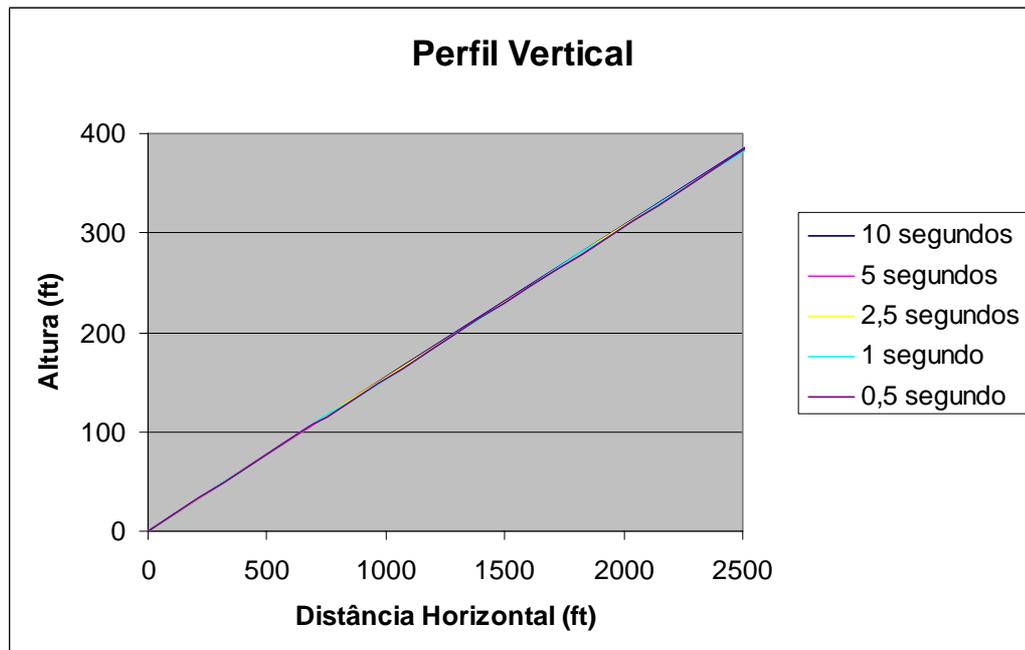


Figura 05: Perfil Vertical obtido para bi-motor a tração constante (*Take Off Thrust*), limitando a distância vertical em 400ft

A partir dessa segunda análise, fica claro que o intervalo de tempo adotado não exerce influência muito significativa no perfil obtido. Portanto, seria interessante adotar um intervalo de 10s, tendo em vista que o tempo de processamento do programa seria muito pequeno. Contudo, a medida que são atingidos alguns patamares fornecidos pelo manual da aeronave modelo, haverá mudanças na configuração da mesma, acarretando na definição dos segmentos que compõem o perfil vertical a ser obtido. Com isso, não se pode adotar intervalos de tempo superiores a 2s, tendo em vista que segmentos pequenos (maiores detalhes acerca dos segmentos serão vistos posteriormente) poderiam ficar imperceptíveis, ou até mesmo deixar de existir no perfil vertical assim obtido. A partir daí, chegou-se à resposta final ao questionamento anterior: **o Δt adotado será de 1s.**

Nesse ponto, vale ressaltar a diferenciação que há entre operações bi-motor e aquelas com um motor inoperante. A decolagem e a subida de uma aeronave são divididas em segmentos de maneira distinta em cada um desses casos.

6.2. Interface Gráfica

A interface gráfica com o usuário foi desenvolvida em Pascal com o auxílio do Borland Delphi 5[®]. A função básica dessa interface é tornar amigável a relação entre o usuário e o resultado esperado.

Nessa interface, o usuário deverá fazer a escolha dos parâmetros de entrada já citados no início dessa visão geral do *software*. De posse desses dados, a interface escreve um arquivo de texto que servirá como *input* para que o módulo de cálculo o “leia” e comece a rodar.

Assim que o módulo de cálculo termina de gerar os dados, ele gera um arquivo de saída (*output*) em formato texto também. A partir desse momento, o código gerado em Pascal reconhece que esse arquivo foi criado e “lê” os dados obtidos. A cada segundo, nesse arquivo de saída, são fornecidos os valores referentes a:

- Segmento de vôo;
- Tempo decorrido (em s);
- Altitude (ft);
- Peso da aeronave (kg);
- Temperatura do aeroporto fornecida pelo usuário (ΔISA °C);
- *Indicated Air Speed* - IAS (kt);
- Gradiente (%);
- *True Air Speed* – TAS (kt);

- Razão de subida – ROC (ft/min);
- Distância percorrida na horizontal a partir do ponto onde a aeronave atinge 35ft de altitude em relação à pista (ft).

A partir desses dados, a interface fornece 5 opções de saída:

- Saída em formato texto com os dados descritos anteriormente;
- Perfil vertical de vôo obtido (*Vertical Profile*);
- Decaimento do peso com o tempo (*Weight x Time*);
- Evolução do gradiente de subida com o tempo (*Gradient x Time*);
- Variação do peso com a altitude na qual a aeronave se encontra (*Weight x Altitude*).

As Figuras 06 a 12 ilustram o que foi exposto nesse tópico:

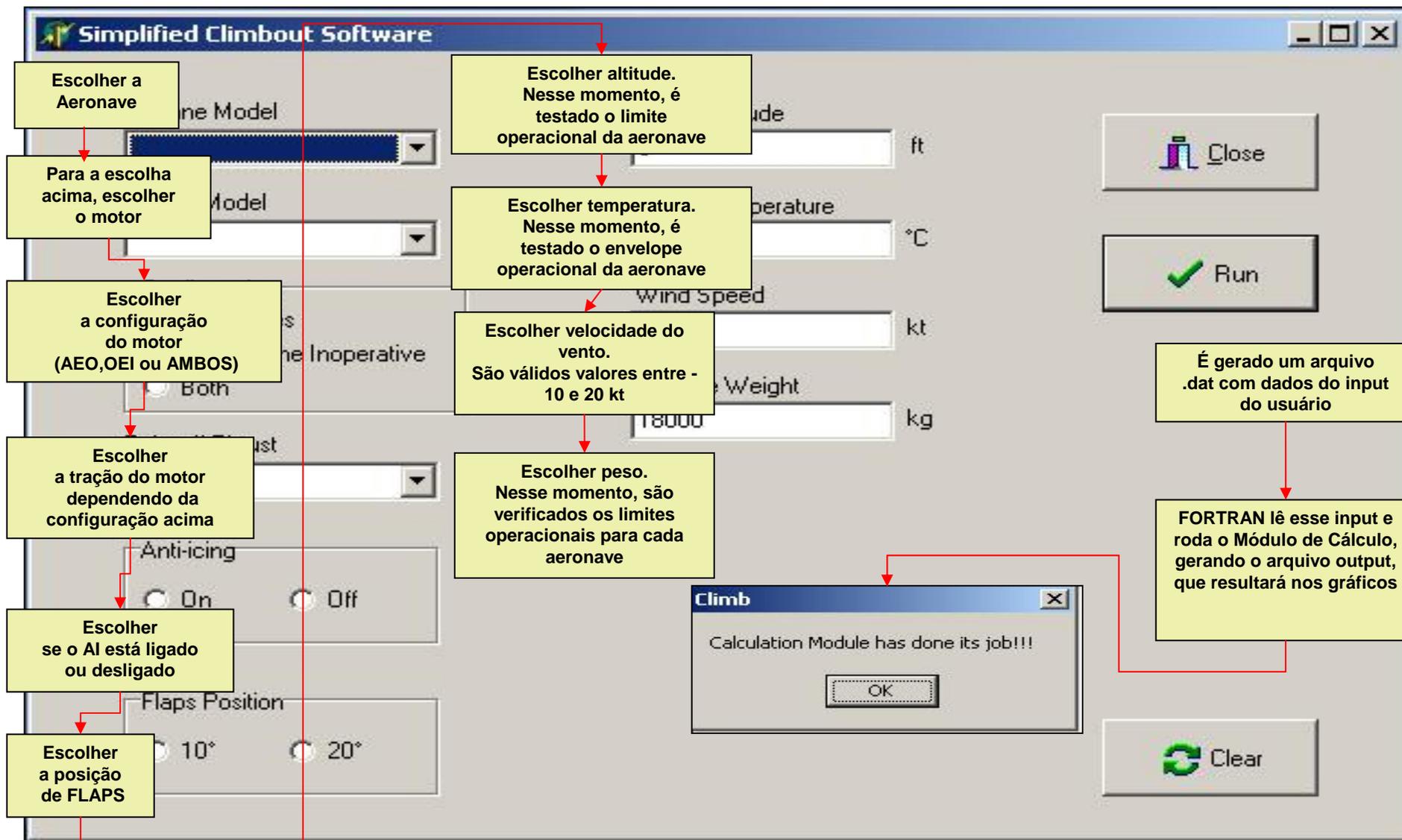


Figura 06: Preenchimento dos dados de entrada na interface

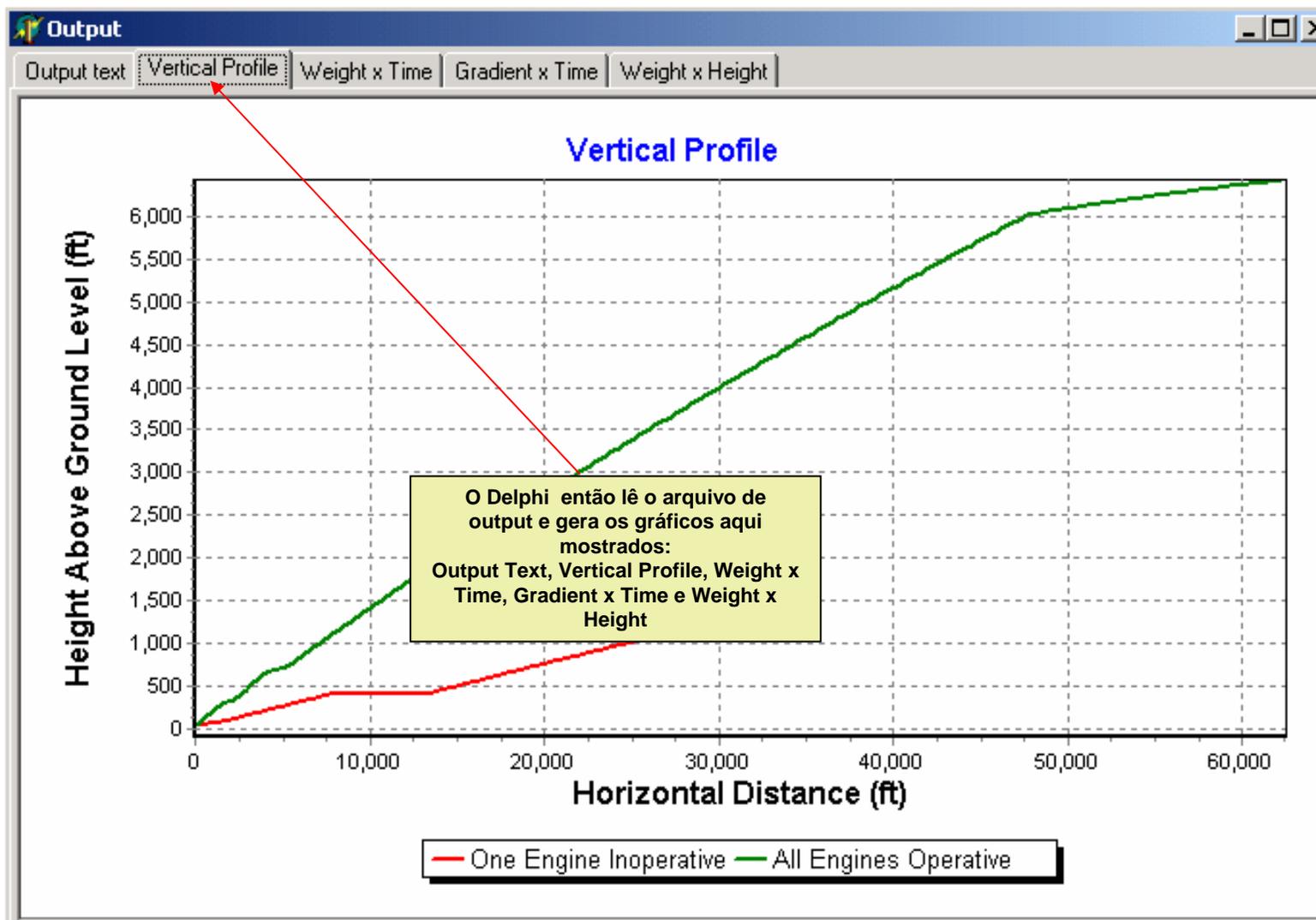


Figura 07: Procedimento na saída da interface

The screenshot shows a window titled 'Output' with several tabs: 'Output text', 'Vertical Profile', 'Weight x Time', 'Gradient x Time', and 'Weight x Height'. The 'Output text' tab is active, displaying a table of flight data. The table is titled 'ONE ENGINE INOPERATIVE' and has the following columns: Segment, Time (s), Height (ft), Weight (kg), Delta ISA (°C), IAS (kt), Gradient (%), TAS (kt), ROC (ft/min), and Horizontal Distance (ft). The data is organized into two segments, with Segment 1 containing 8 rows and Segment 2 containing 20 rows. The table shows a steady increase in time, height, weight, and horizontal distance over the 28 segments shown.

Segment	Time (s)	Height (ft)	Weight (kg)	Delta ISA (°C)	IAS (kt)	Gradient (%)	TAS (kt)	ROC (ft/min)	Horizontal Distance (ft)
ONE ENGINE INOPERATIVE									
1	1	35.000	18000.000	-15.000	128.900	1.826	126.214	233.394	0.000
1	2	38.890	17999.676	-15.000	128.900	1.825	126.221	233.271	162.464
1	3	42.778	17999.352	-15.000	128.900	1.824	126.228	233.149	324.939
1	4	46.664	17999.027	-15.000	128.900	1.823	126.235	233.027	487.426
1	5	50.547	17998.703	-15.000	128.900	1.822	126.242	232.905	649.926
1	6	54.429	17998.379	-15.000	128.900	1.821	126.249	232.784	812.437
1	7	58.309	17998.055	-15.000	128.900	1.820	126.256	232.662	974.960
1	8	62.187	17997.730	-15.000	128.900	1.819	126.263	232.540	1137.494
2	9	66.062	17997.406	-15.000	128.900	3.992	126.270	510.034	1300.041
2	10	74.563	17997.082	-15.000	128.900	3.989	126.285	509.768	1462.465
2	11	83.059	17996.758	-15.000	128.900	3.987	126.300	509.504	1624.915
2	12	91.551	17996.434	-15.000	128.900	3.984	126.316	509.239	1787.391
2	13	100.038	17996.109	-15.000	128.900	3.982	126.331	508.975	1949.893
2	14	108.521	17995.785	-15.000	128.900	3.979	126.346	508.712	2112.422
2	15	116.999	17995.461	-15.000	128.900	3.976	126.362	508.448	2274.976
2	16	125.474	17995.137	-15.000	128.900	3.974	126.377	508.185	2437.556
2	17	133.943	17994.813	-15.000	128.900	3.971	126.392	507.922	2600.163
2	18	142.409	17994.488	-15.000	128.900	3.969	126.407	507.659	2762.795
2	19	150.870	17994.164	-15.000	128.900	3.966	126.423	507.397	2925.453
2	20	159.326	17993.842	-15.000	128.900	3.964	126.438	507.135	3088.138
2	21	167.779	17993.520	-15.000	128.900	3.961	126.453	506.874	3250.848
2	22	176.226	17993.197	-15.000	128.900	3.959	126.468	506.612	3413.584
2	23	184.670	17992.875	-15.000	128.900	3.956	126.484	506.351	3576.347
2	24	193.109	17992.553	-15.000	128.900	3.954	126.499	506.090	3739.135
2	25	201.544	17992.230	-15.000	128.900	3.951	126.514	505.830	3901.949
2	26	209.974	17991.908	-15.000	128.900	3.949	126.529	505.569	4064.790
2	27	218.401	17991.586	-15.000	128.900	3.946	126.545	505.310	4227.656

Figura 08: Saída em formato texto do programa

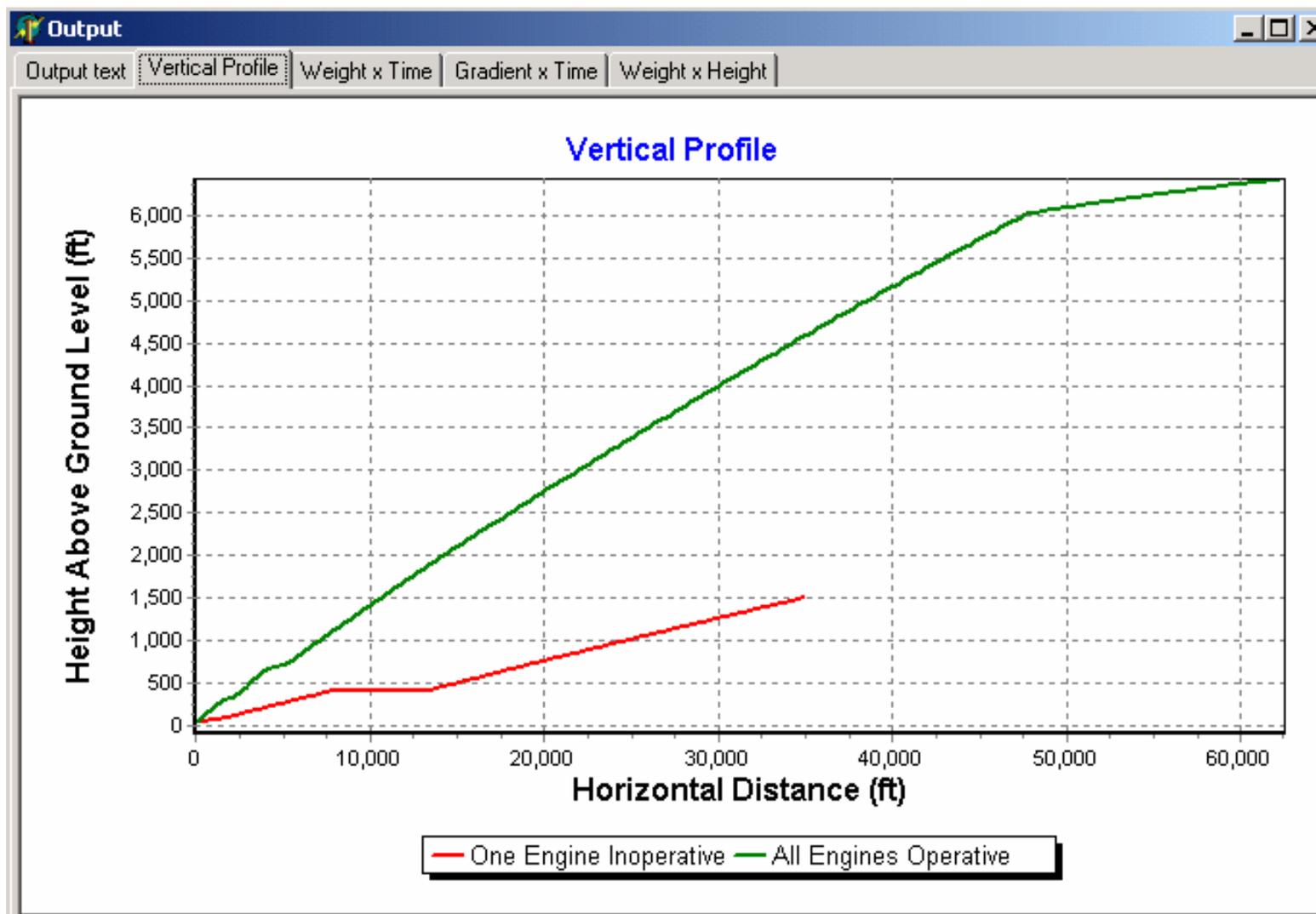


Figura 09: Perfil vertical típico na saída do programa



Figura 10: Resultado típico de decaimento do peso com o tempo

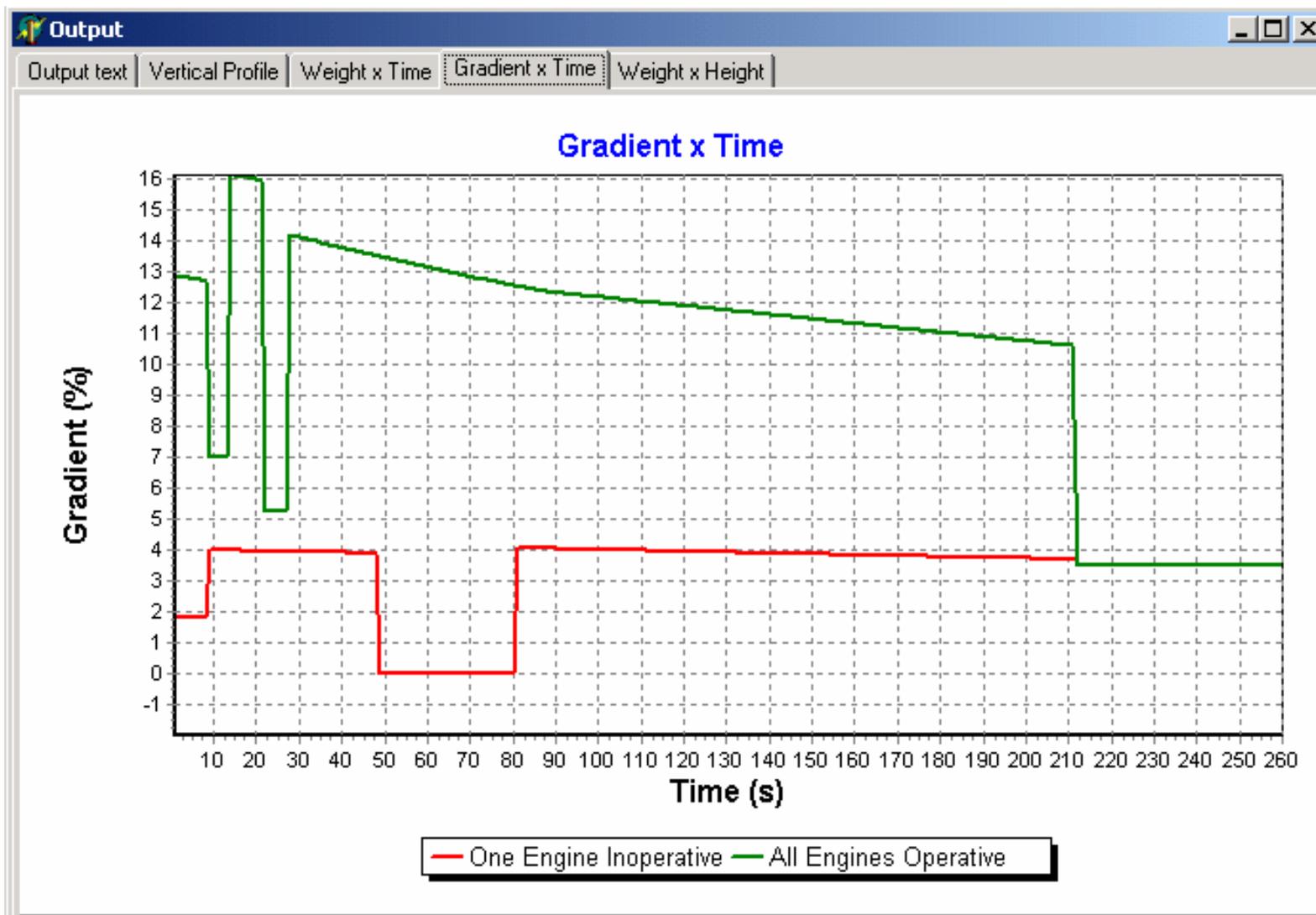


Figura 11: Resultado típico da evolução do gradiente de subida com o tempo

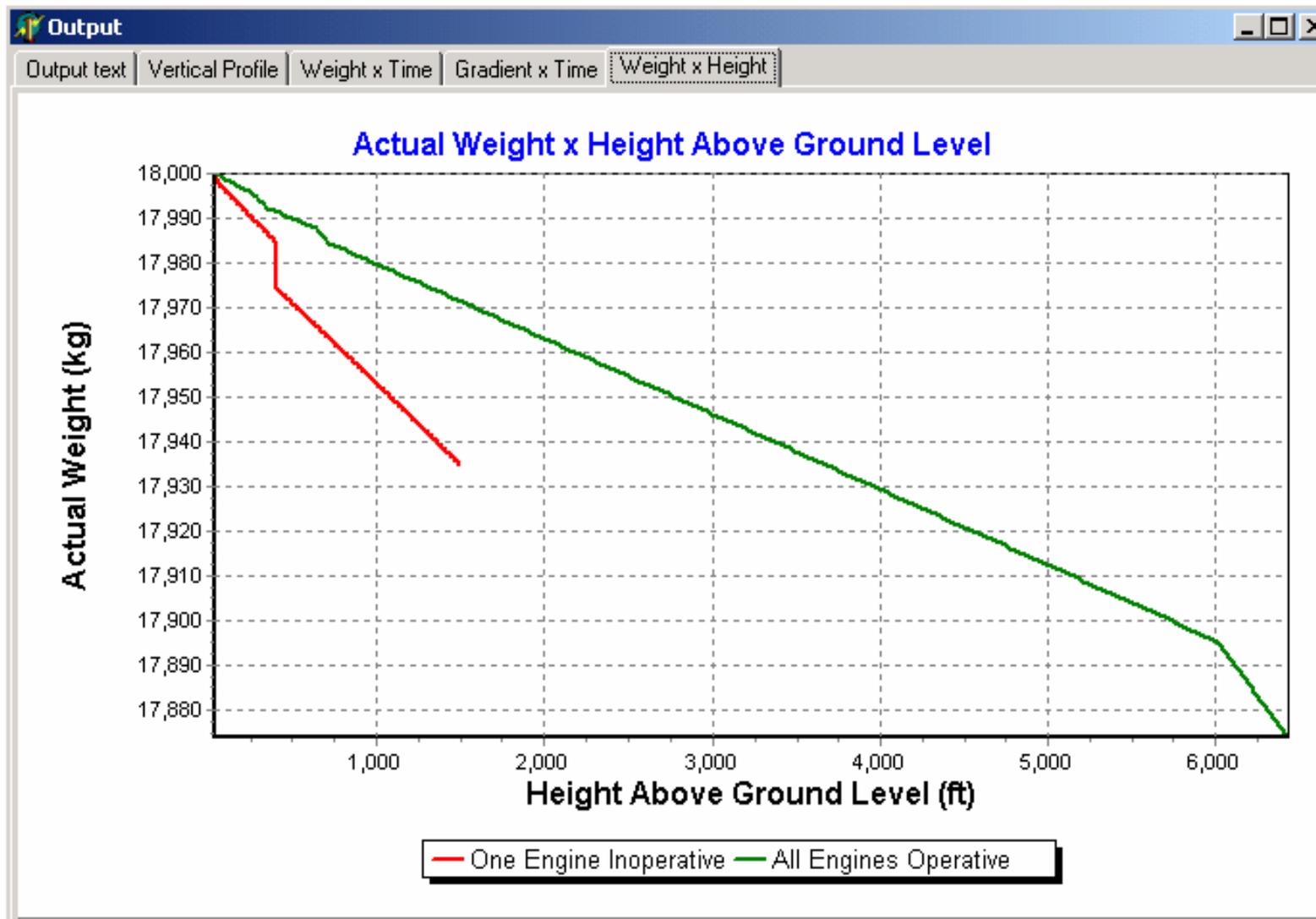


Figura 12: Resultado típico da variação do peso em função da altura em relação ao solo

7. Decolagem com Falha de Motor

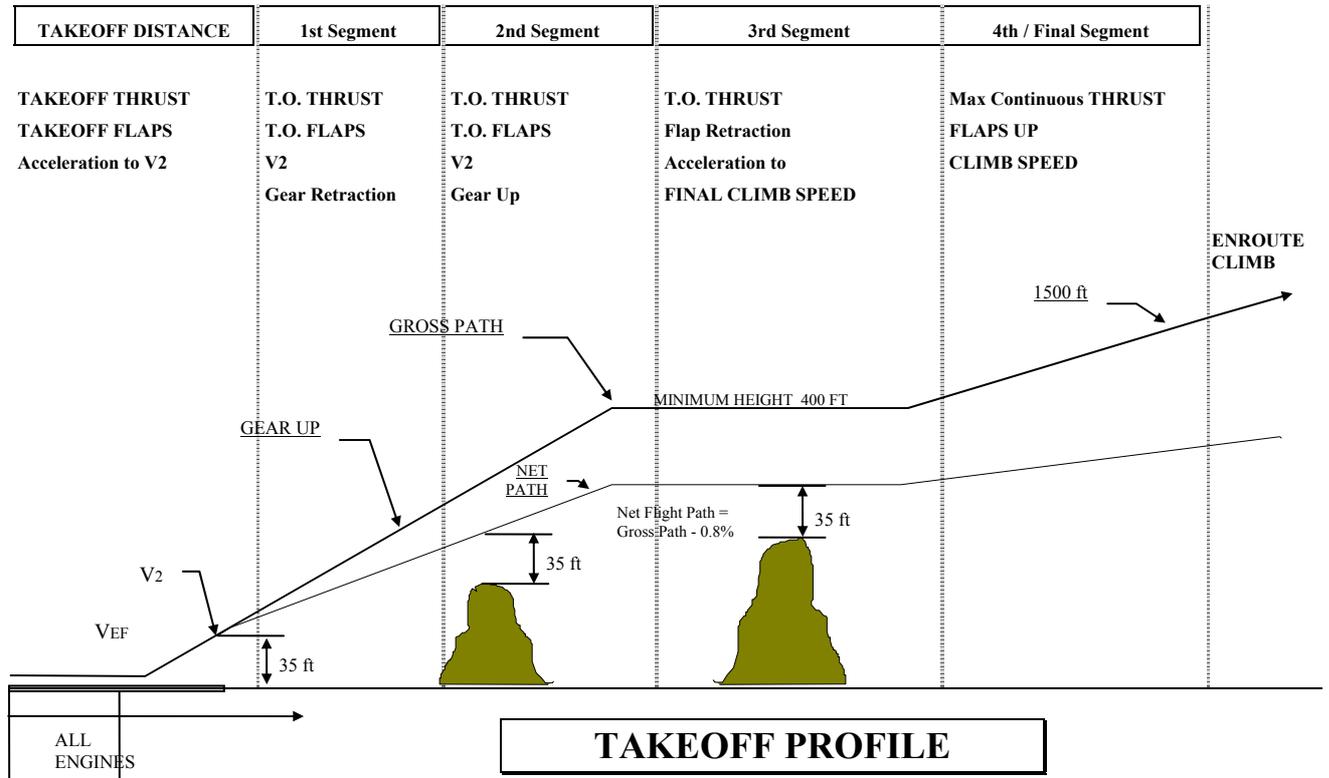


Figura 13: Segmentos de decolagem típicos no caso de falha de motor

7.1. Corrida de Decolagem (*Takeoff Run*):

A decolagem inicia-se no *brake release* e é finalizada quando a aeronave encontra-se em vôo, a 35 ft em relação à pista e com uma velocidade igual à V_{35} . A falha do motor crítico é admitida no segmento de decolagem, logo após a aeronave atingir V_1 , devendo para isso ser declarada pelo usuário.

A tração nesse segmento deve ser *TOOEI (Take Off One Engine Inoperative)* e decolagem poderá ocorrer com flaps 10 ou 20°. O fim desse segmento ocorre a 35 ft em relação à pista, quando começa então a retração do trem de pouso. Na modelagem prevista no *software*, esse segmento não será contemplado, tendo em vista que o modelo presente nesse trabalho não calcula o comprimento de pista necessário para atingir 35 ft. Portanto, o *output* do programa contemplará o perfil a partir do Primeiro Segmento, descrito a seguir.

7.2. Primeiro Segmento:

É um segmento voado a velocidade indicada (IAS) constante, igual à velocidade final do segmento anterior (V_2). Esse segmento dura o intervalo de tempo necessário para a operação de **retração de trem de pouso**, que, para efeito de simulação, será considerado como sendo **8s** (na verdade, esse tempo depende do tipo de aeronave e varia de 6 a 10s para aeronaves da mesma classe daquelas em estudo).

Vale ressaltar que o flap continua estendido, bem como a tração TOOEI será mantida constante. Durante a retração do trem de pouso, a polar de arrasto na aeronave varia. Estudos em túnel de vento indicam que o coeficiente de arrasto (C_D) sofre uma elevação no início da retração, pois o arrasto no trem de pouso passa a interagir com o próprio arrasto da aeronave. A medida em que o trem de pouso vai sendo recolhido, esse coeficiente começa a cair, até chegar em um valor abaixo do observado antes de iniciar a operação de retração do trem de pouso. Com isso, utilizou-se a suposição de que o valor de C_D será mantido constante durante toda a retração, mudando no fim do segmento para um valor menor, facilmente calculado pela rotina desenvolvida para o *software*.

No fim desse segmento, com o trem de pouso completamente retraído, será observado um enorme ganho de desempenho por causa da queda no arrasto na aeronave (esses resultados serão melhor discutidos posteriormente).

7.3. Segundo Segmento:

Esse segmento mantém todos os parâmetros constantes, mas agora as razões de subida serão maiores, tendo em vista a diminuição no arrasto. O fim desse segmento ocorre a um nível de, no mínimo, 400ft (*minimum level off height*).

Na simulação presente no *software* desse trabalho, foi considerado o nível de 400ft para determinar esse fim. Esse valor é razoável caso sejam desconsiderados obstáculos na proximidade do aeródromo, situação já explicitada na anteriormente.

7.4. Terceiro Segmento (Segmento Horizontal de Aceleração):

É um segmento voado com um gradiente constante e igual a zero. Neste segmento, a velocidade verdadeira (TAS) varia de acordo com a tração e o arrasto disponíveis, segundo a equação:

$$ACELERAÇÃO = \frac{(TRAÇÃO - ARRASTO - PESO \cdot \text{sen} \gamma)}{MASSA} = g \cdot \frac{(T - D - M \text{sen} \gamma)}{M} \quad (\text{eq. 30})$$

Onde:

T = tração do motor operante (kg)

D = arrasto na aeronave (kg)

G = aceleração da gravidade ($\sim 9,81 \text{m/s}^2$)

M = massa da aeronave (kg)

γ = gradiente de subida (no caso, igual a 0°)

Daí, a velocidade verdadeira (TAS) será atualizada da seguinte forma:

$$V_{\text{depois}} = V_{\text{antes}} + 2,23693 \cdot ACELERAÇÃO \cdot \Delta t, \text{ onde:} \quad (\text{eq.31})$$

V = velocidade (kt)

Δt = intervalo de tempo (s)

O fator 2,23693 serve para converter o valor da aceleração de m/s^2 para kt/s .

A velocidade inicial é igual à velocidade final do segmento anterior. A medida que a aeronave ganha velocidade, ocorre aumento no coeficiente de sustentação (pela eq. 21, vê-se que C_L é diretamente proporcional à velocidade ao quadrado). Daí, não há mais a necessidade de se ter flaps estendidos, pois o ganho de sustentação por eles gerados não tem mais serventia ante o arrasto que eles produzem conjuntamente. Com isso, foi feita a suposição de que a aeronave continuaria com flaps estendidos até atingir velocidade indicada (IAS) igual a $(V_2 + 15)$, onde então começa a ser feita a retração de flaps.

O tempo de retração usualmente adotado é de 8s e será considerado que os parâmetros aerodinâmicos (notadamente C_L e C_D) irão variar linearmente durante esse período. Após 8s, ter-se-á a aeronave na condição de FLAPS UP, ocorrendo então aceleração até que ela atinja IAS igual a V_{FS} , quando se **encerra o segmento de aceleração**.

7.5. Quarto Segmento:

O início desse segmento ocorre quando a aeronave atinge IAS igual a V_{FS} . Nesse momento, o regime de tração muda para tração máxima contínua (*Maximum Continuous Thrust*), mantendo a velocidade indicada (IAS) constante, até que aeronave atinja o nível de 1500ft.

A Tabela 04 resume os segmentos descritos anteriormente, com a inserção dos mínimos gradientes de subida requeridos para efeito de certificação da aeronave.

Tabela 04: resumo das características de cada segmento descrito

Segmento	CONFIGURAÇÃO				GRADIENTE MÍNIMO
	Trem de Pouso	Flaps	Tração	IAS	
Decolagem	down	10 ou 20°	TOOEI	V_2	positivo
1	down	10 ou 20°	TOOEI	V_2	positivo
2	up				2.4 %
3		transição	aceleração	--	
4	up	up	Maximum Continuous Thrust (MCT)	V_{FS}	1.2 %

Com isso, se encerra a simulação feita pelo programa, e os resultados obtidos depois de todas essas considerações serão discutidos posteriormente. Por ora, na figura abaixo está representado um perfil típico contendo todos esses segmentos, submetido às seguintes condições:

Aeronave = ITA MAYZEH 1

Flaps = 9°

Temperatura = ISA + 0°C

Massa da aeronave = 16.000kg

Altitude do aeródromo = 0ft

Regimes de tração adotados = TOOEI e MCT

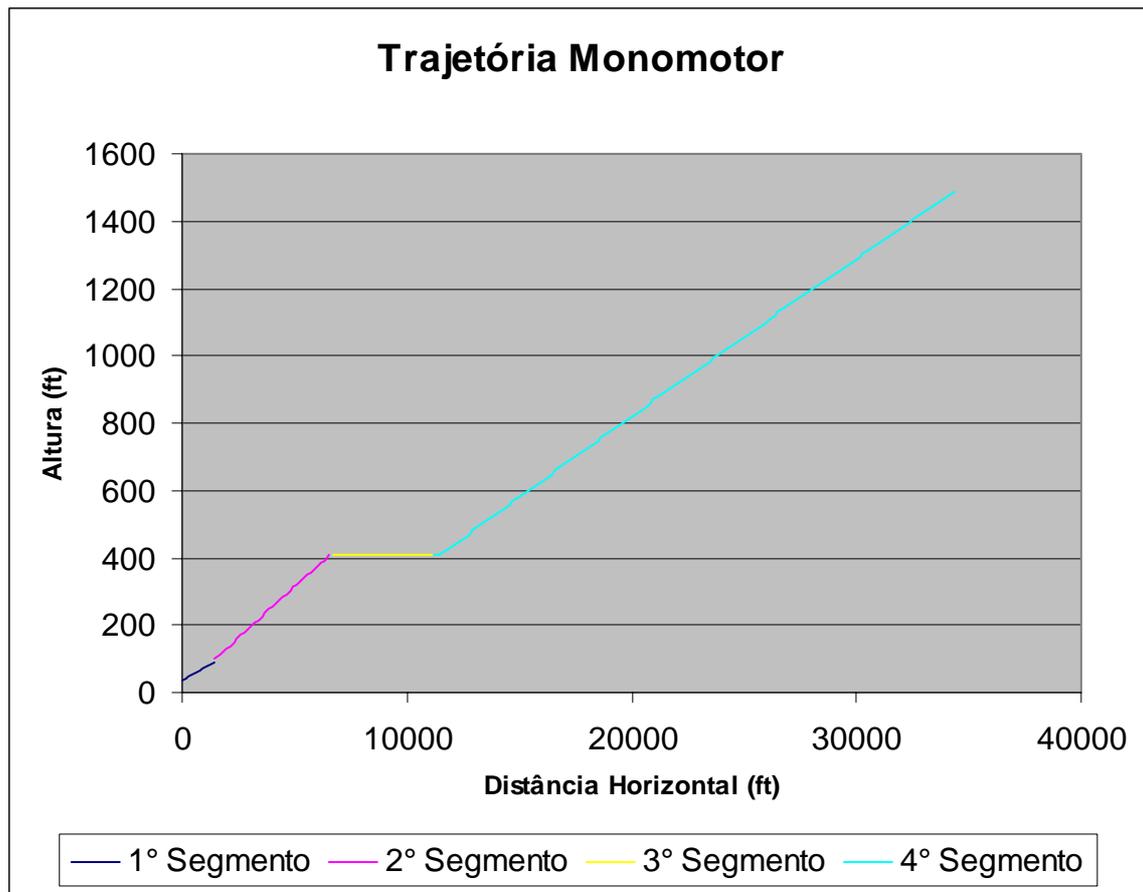


Figura 14: Perfil típico obtido para decolagem monomotor

8. Perfil para Decolagem Bi-motor

O perfil de decolagem com todos os motores operantes (TOAEO) ocorre de forma bem distinta do perfil descrito no caso de falha do motor crítico (TOOEI), notadamente por 3 motivos:

1. os segmentos de aceleração ocorrem concomitantemente com a subida da aeronave, ou seja, ocorre aceleração juntamente com a manutenção de um gradiente de subida superior a zero;

2. o ar-condicionado da aeronave é ligado assim que ocorre mudança de tração para o regime de subida (*Climb Thrust*);

3. o regime de tração de subida é alterado para *Climb Thrust* quando a aeronave atinge 13.000 ft de altitude, mesmo que não se tenha chegado ainda ao 4º segmento. Isso se deve ao fato de que esse valor de altitude corresponde ao teto operacional do regime de tração utilizado na decolagem (TOAEO).

A seguir encontra-se o detalhamento de cada um dos segmentos contemplados na análise:

8.1. Corrida de Decolagem (*Takeoff Run*):

A decolagem inicia-se no *brake release* e é finalizada quando a aeronave encontra-se em voo, a 35 ft em relação à pista e com uma velocidade indicada (IAS) igual à V_{35} . Nesse caso, não ocorre falha de motor durante todo o procedimento de decolagem.

A tração nesse segmento deve ser TOAEO (*Take Off All Engines Operating*) e a decolagem poderá ocorrer com flaps 10 ou 20°. O fim desse segmento ocorre a 35 ft em relação à pista, quando começa então a retração do trem de pouso. Esse segmento não será contemplado no presente modelo, por motivos já explicitados anteriormente.

8.2. Primeiro Segmento:

É um segmento voado a velocidade indicada (IAS) constante, igual à velocidade final do segmento anterior. No modelamento matemático, esse valor de velocidade foi estimado em $V_2 + 10$ KIAS, valor bastante usual para aeronaves do mesmo porte das aeronaves em estudo.

Esse segmento dura o intervalo de tempo necessário para a operação de **retração de trem de pouso**, que, mais uma vez, será considerado como sendo **8s**.

Vale ressaltar que o flap continua estendido, bem como a tração TOAEO será mantida constante. As demais características desse segmento seguem o mesmo raciocínio utilizado na decolagem com falha de motor.

8.3. Segundo Segmento:

Nesse segmento, ao contrário do que acontecia no caso anterior, ocorre aceleração mantendo-se um gradiente positivo de subida (**no caso, foi feita a análise com um gradiente padrão de 4° para esse segmento**). Caso a aeronave atinja 13.000ft de altitude, o regime de tração é alterado automaticamente para *Climb Thrust*, bem como o sistema de *anti-icing* é acionado.

O fim do segmento é dado quando a velocidade indicada (IAS) atinge o valor de V_2+20 .

8.4. Terceiro Segmento:

É um segmento voado com velocidade indicada constante (V_2+20) e gradiente de subida variando com o tempo, ocorrendo a retração do flap. Vale lembrar que as formulações matemáticas são idênticas as já estabelecidas antes, incluindo a suposição de que C_L e C_D irão variar linearmente durante o período que dura esse segmento (8s).

Caso a aeronave atinja 13.000ft de altitude, o regime de tração é alterado automaticamente para *Climb Thrust*, bem como o sistema de *anti-icing* é acionado.

8.5. Quarto Segmento:

Nesse segmento, a aeronave encontra-se com FLAPS UP, ocorrendo então mudança do regime de tração para a tração de subida (*Climb Thrust*).

Adicionalmente, o ar-condicionado é ligado (BLEED OPEN), e mantém-se um gradiente padrão fixo de 3° durante todo esse segmento.

Durante esse segmento, ocorre a aceleração da aeronave desde a velocidade final do segmento anterior até IAS igualar V_{FS} .

8.6. Quinto Segmento:

Nesse segmento, ocorre simplesmente a subida da aeronave até uma altitude de 6000ft, mantendo a velocidade indicada constante e igual a V_{FS} .

8.7. Sexto Segmento:

Nesse segmento, ocorre aceleração da aeronave, mantendo um gradiente padrão de 2° , até que ela atinja 240kt de velocidade indicada (IAS). Vale ressaltar que a tração é mantida constante, e esse valor final de velocidade adotado é consistente com aeronaves do porte daquelas em estudo.

Com isso, se encerra a simulação feita pelo programa, e os resultados obtidos depois de todas essas considerações serão discutidos posteriormente. Na Figura 15 está representado um perfil típico contendo todos esses segmentos, submetido às seguintes condições:

Aeronave = ITA MAYZEH 1

Flaps = 9°

Temperatura = ISA + 0°C

Massa da aeronave = 16.000kg

Altitude do aeródromo = 0ft

Regimes de tração adotados = TOAEO e CLIMB

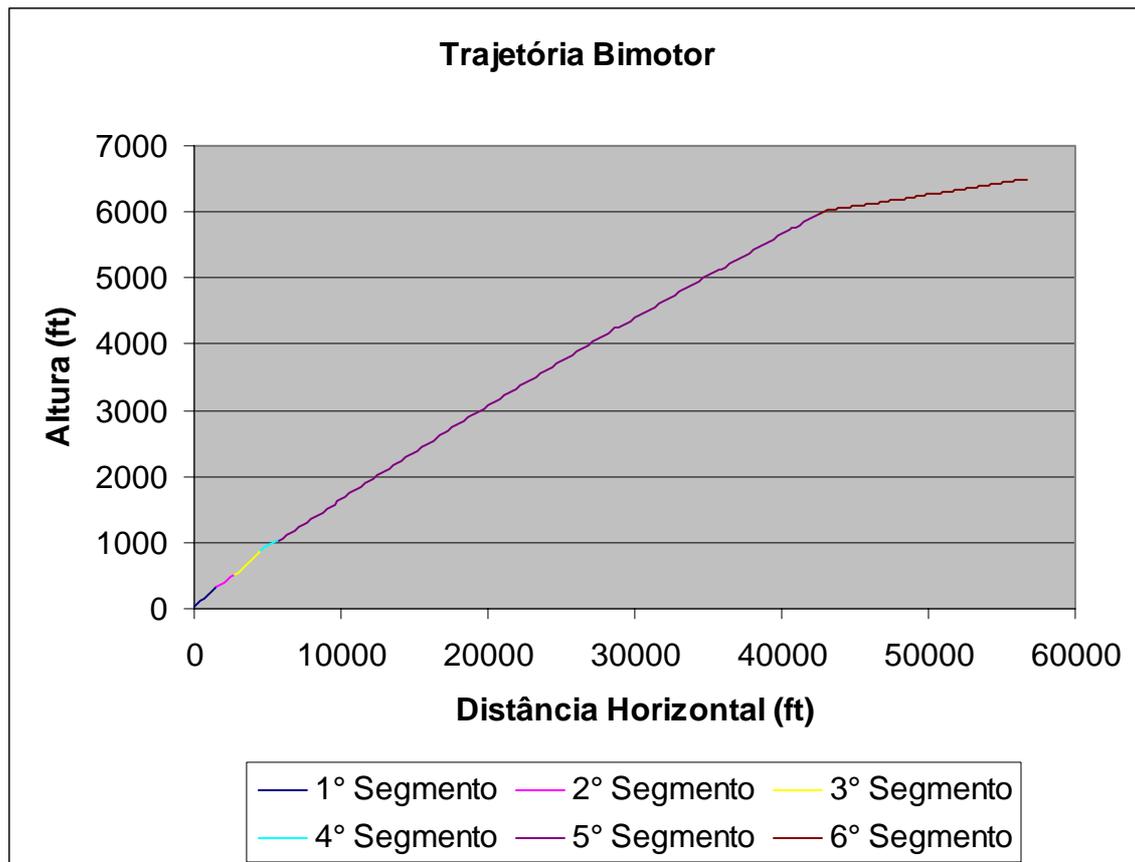


Figura 15: Perfil típico obtido para decolagem bi-motor

Resumidamente, e de forma mais didática, pode-se apresentar a lógica para a determinação do perfil vertical de voo em cada uma das situações citadas anteriormente (perfis com falha de motor e bimotor) através das figuras que se seguem:

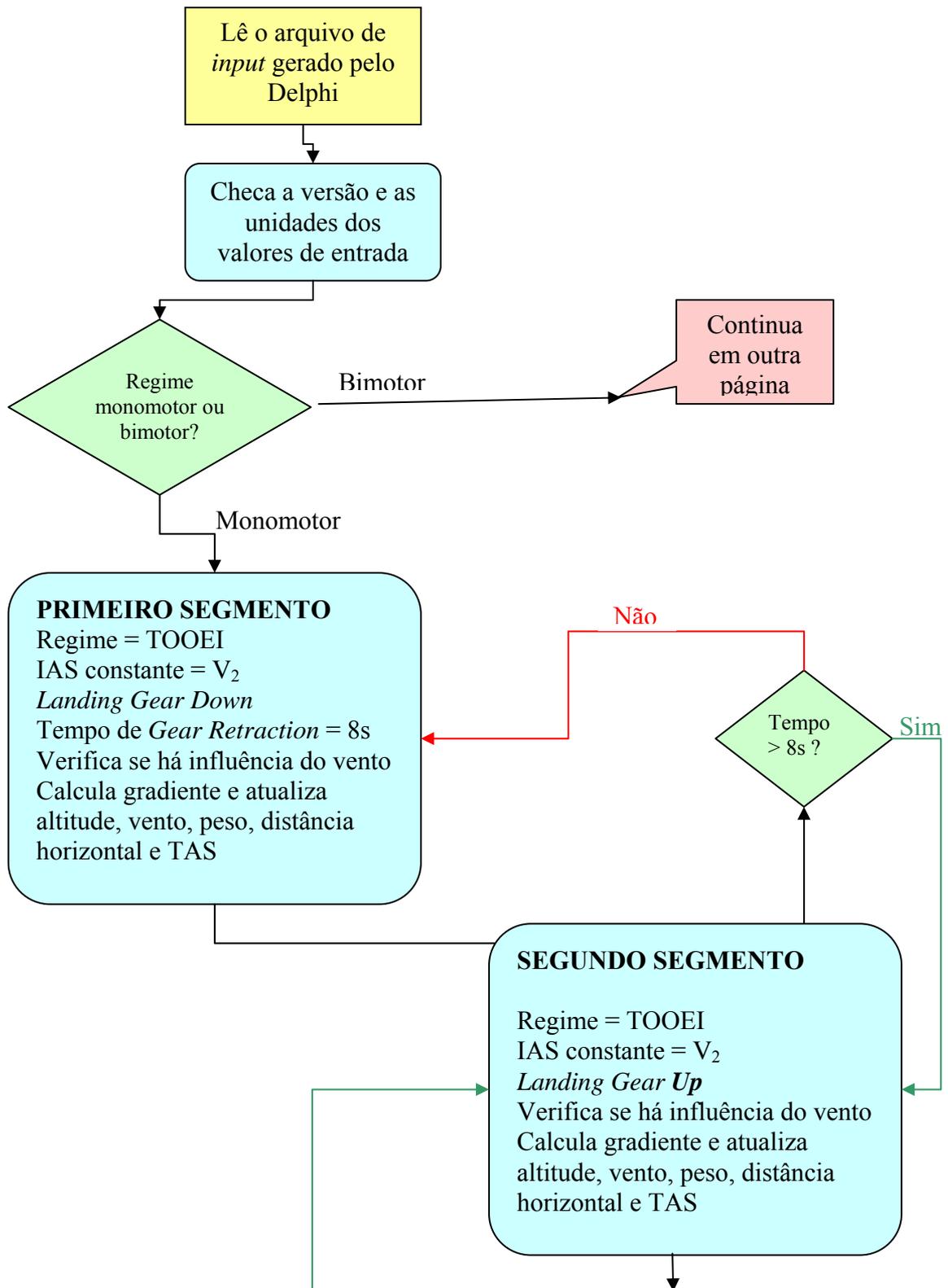


Figura 16: Descrição da lógica com regime monomotor (1 de 2)

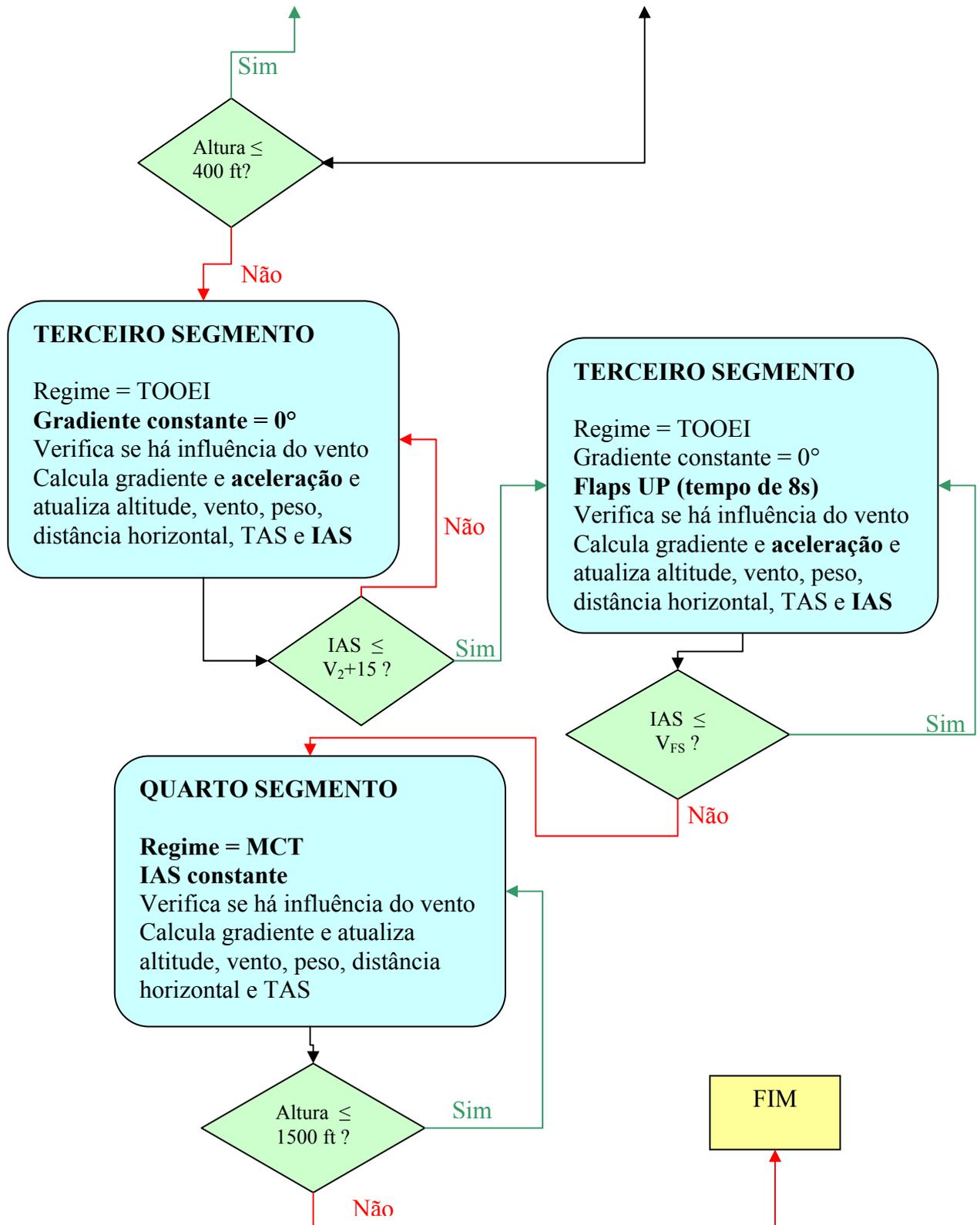


Figura 17: Descrição da lógica com regime monomotor (2 de 2)

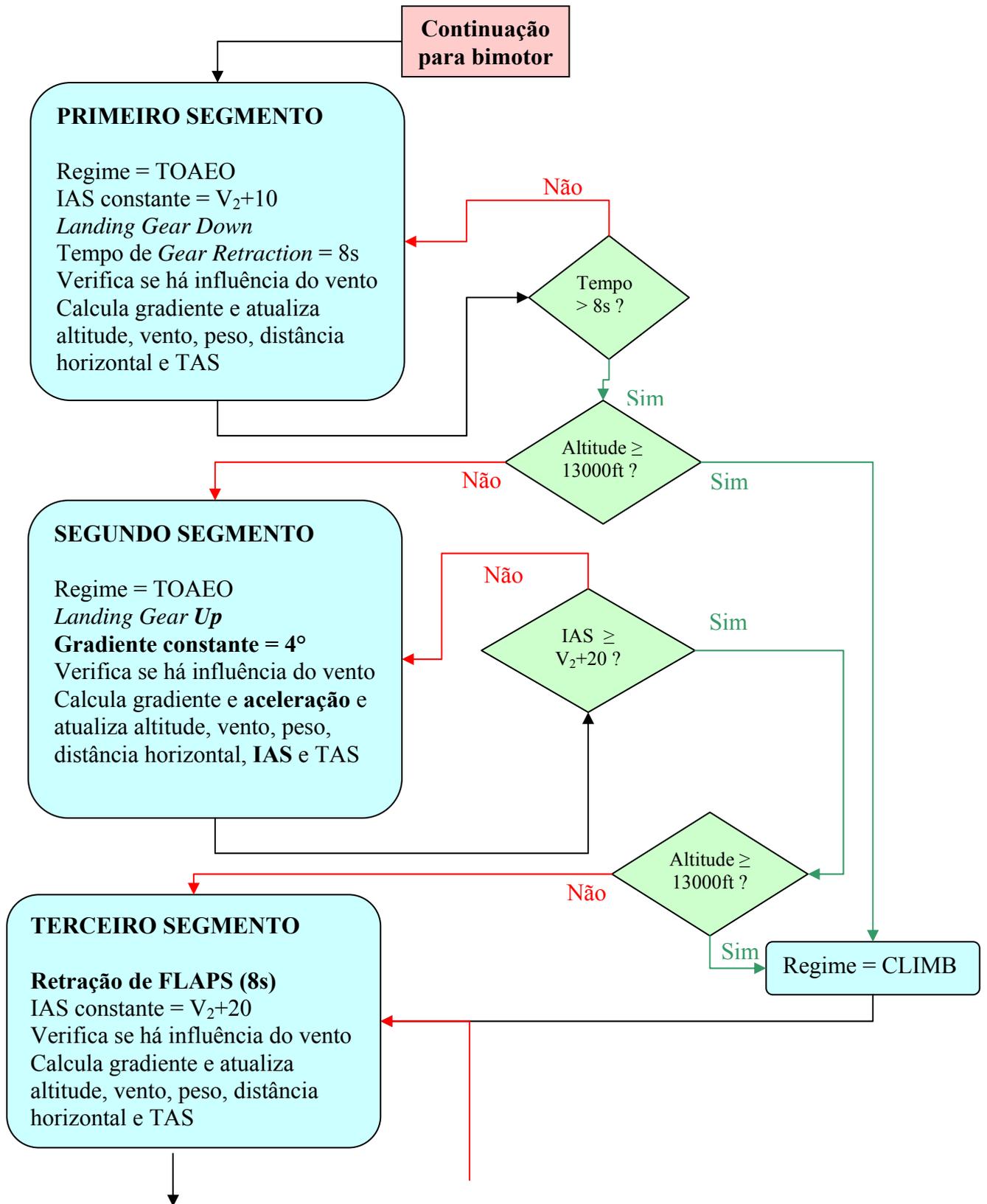


Figura 18: Descrição da lógica com regime bimotor (1 de 2)

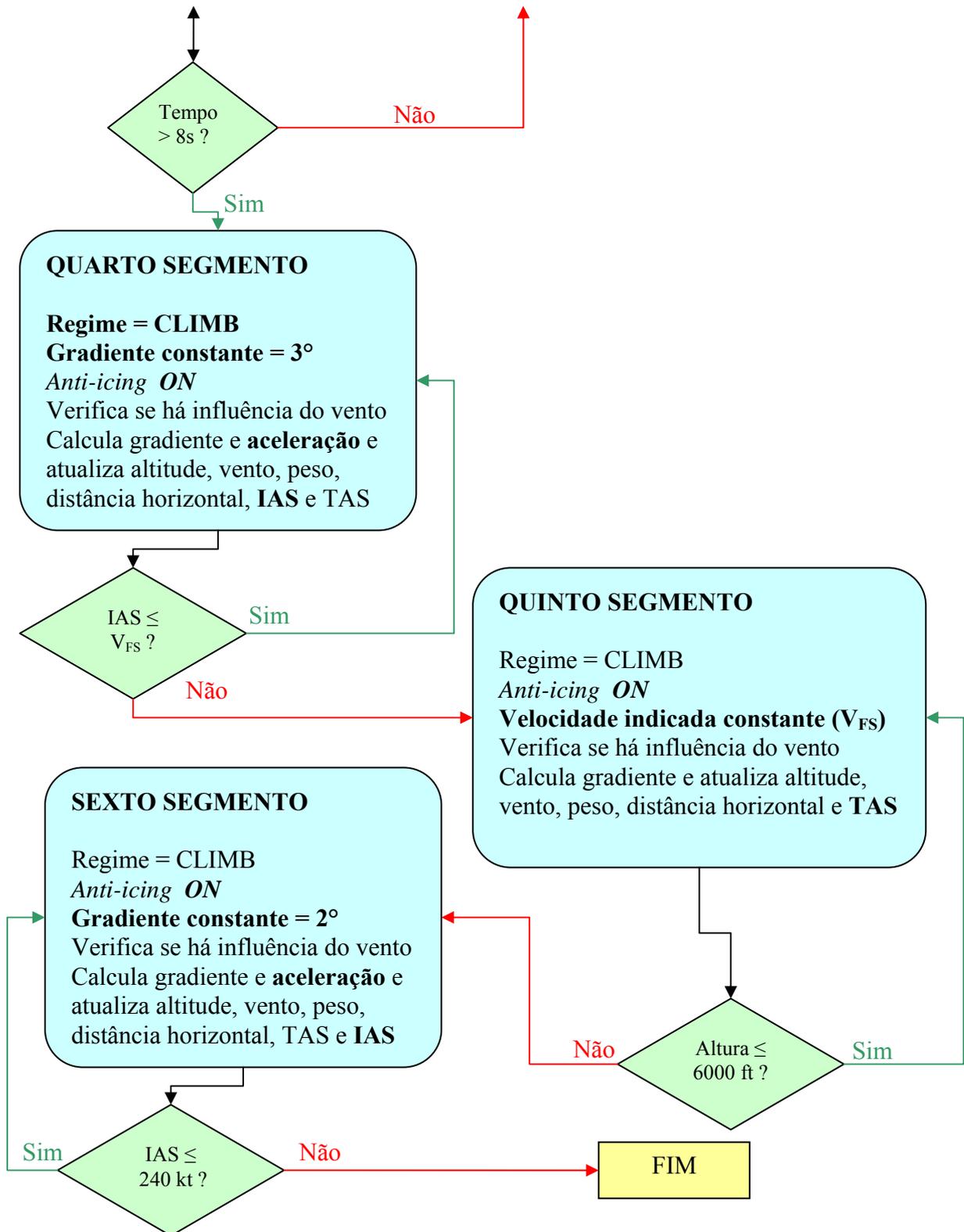


Figura 19: Descrição da lógica com regime bimotor (2 de 2)

9. Resultados Obtidos

Com base no que foi exposto nos itens anteriores, resta agora analisar a consistência e as possíveis aplicações dos resultados que puderam ser obtidos pelo *software* produzido.

Para tanto, serão variados, um a um, os parâmetros de entrada já descritos anteriormente, mantendo-se os demais constantes. Dessa forma, podem ser apresentados gráficos que representam de maneira clara como a tração e/ou o perfil vertical são influenciados por cada uma dessas variáveis.

9.1. Variação da tração com a temperatura

Quanto maior a temperatura, maior será a energia cinética média das moléculas que formam o ar atmosférico. Dessa forma, a distância média entre elas também aumenta com o incremento de temperatura.

A tração produzida pelo motor, via de regra, é proporcional à densidade do ar que o atravessa, ficando evidente que o motor deve gerar trações médias cada vez menores quando submetido a maiores temperaturas.

Com isso, foram gerados gráficos (Figuras 20 e 21) para exemplificar o que foi supracitado, com as seguintes configurações para as aeronaves:

- Regime de tração máxima (Maximum Takeoff Thrust);
- Regime bimotor;
- Flaps 10°;
- Anti-ice OFF;
- Altitude do aeroporto = 0 ft → Temperatura ISA = 15°C;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

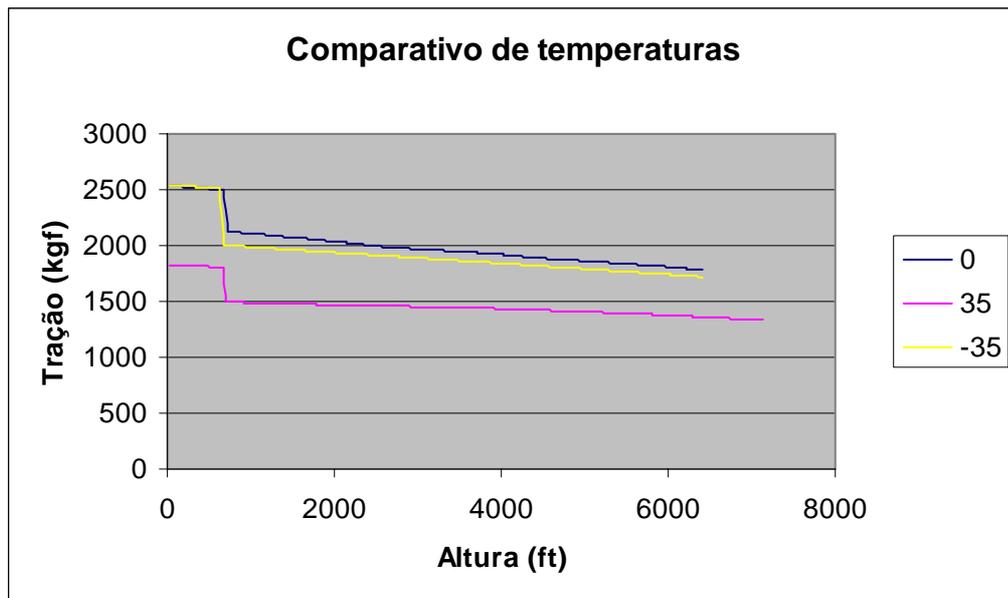


Figura 20: Variação da tração em função da temperatura do aeroporto (ITA MAYZEH 1)

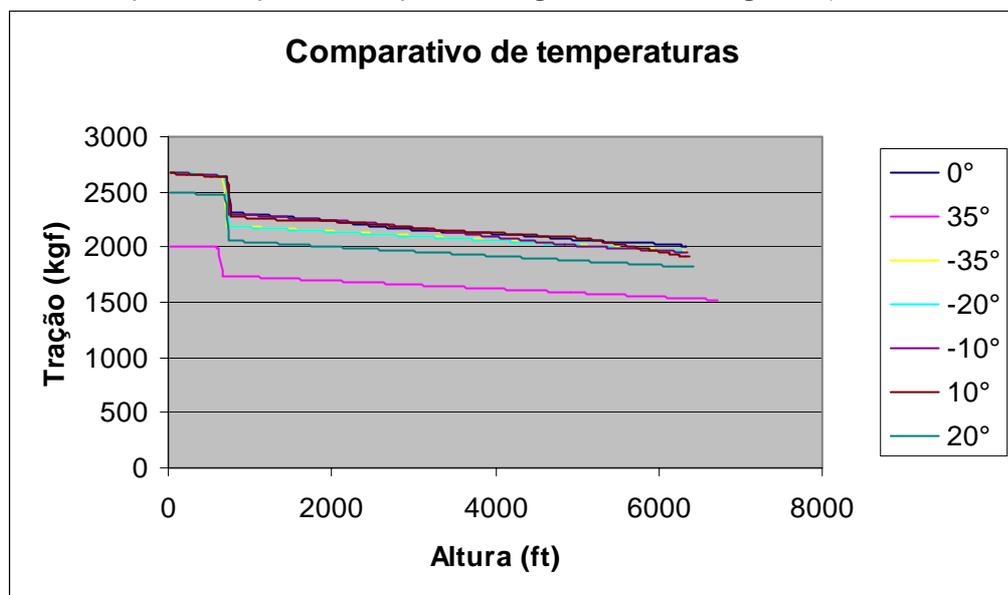


Figura 21: Variação da tração em função da temperatura do aeroporto (ITA MAYZEH 2)

Como esperado, a menor tração média foi registrada para a maior temperatura (50°C). No entanto, as trações para temperaturas mais baixas praticamente não sofrem variação, o que poderia colocar em questão a validade dos dados gerados.

A razão disso é que boa parte dos motores aeronáuticos disponíveis no mercado, incluindo os motores das aeronaves modelo, não possuem dados baseados em ensaios reais para temperaturas inferiores a ISA + 10°C. Esses bancos de dados são gerados de forma teórica, levando em consideração elevados fatores de segurança, tornando o resultado confiável do ponto de vista de certificação, mas pouco valioso em âmbito prático.

A partir disso, se pode concluir que os motores apresentam comportamento dentro do esperado desde ISA + 35°C até ISA + 10°C. Para valores abaixo desse intervalo, o rendimento do motor começa a ficar prejudicado pelo conservativismo na geração dos bancos de dados, fazendo com que os resultados se tornem muito próximos.

9.2. Variação do perfil vertical

Nesse momento, serão então analisadas as influências dos vários parâmetros de entrada do programa no perfil vertical de vôo obtido. Vale ressaltar que os perfis gerados se iniciam a partir do ponto no qual a aeronave atinge 35ft da cabeceira da pista, não levando em consideração, portanto, as distâncias necessárias para ir desde o ponto de *brake release* até chegar nesse ponto.

Para tanto, serão expostos gráficos que ilustram essas variações, para a seguinte situação básica inicial:

- Aeronave: ITA MAYZEH 1;
- Motor: Motor 1.

A razão de se ter escolhido somente essa aeronave modelo se deve ao fato de que os resultados obtidos para ITA MAYZEH 2 são semelhantes aos obtidos aqui, tornando redundante a apresentação dos mesmos.

9.2.1. Influência do AI (ON ou OFF)

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Flaps de decolagem = 10°;
- Maximum Thrust;
- Altitude do aeroporto = 0ft;
- Temperatura do aeroporto = 0°C ;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 22 e 23):

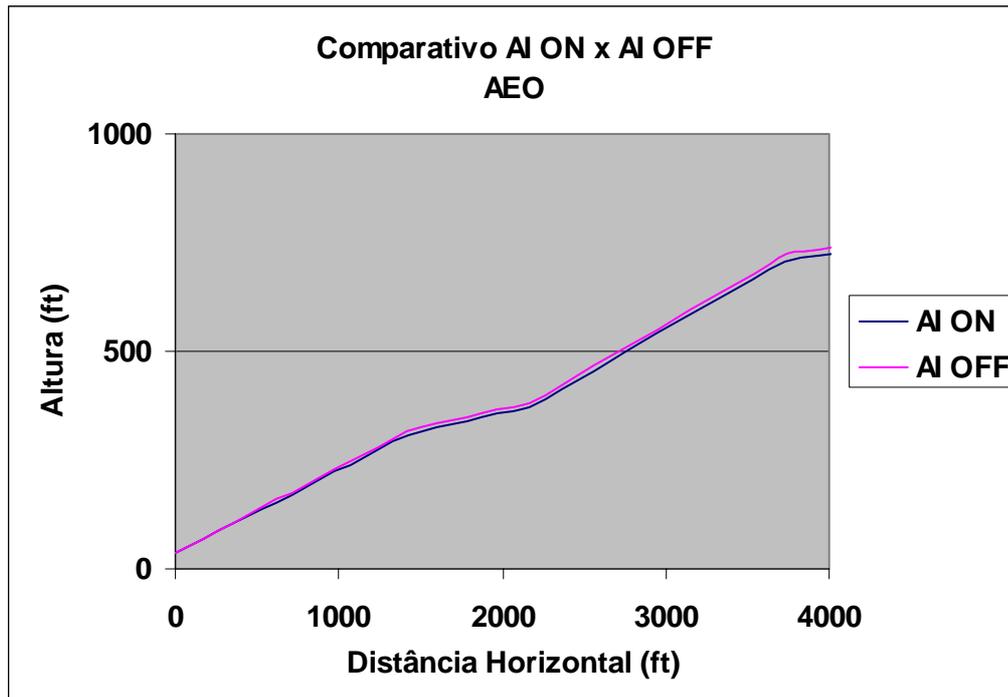


Figura 22: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com o AI

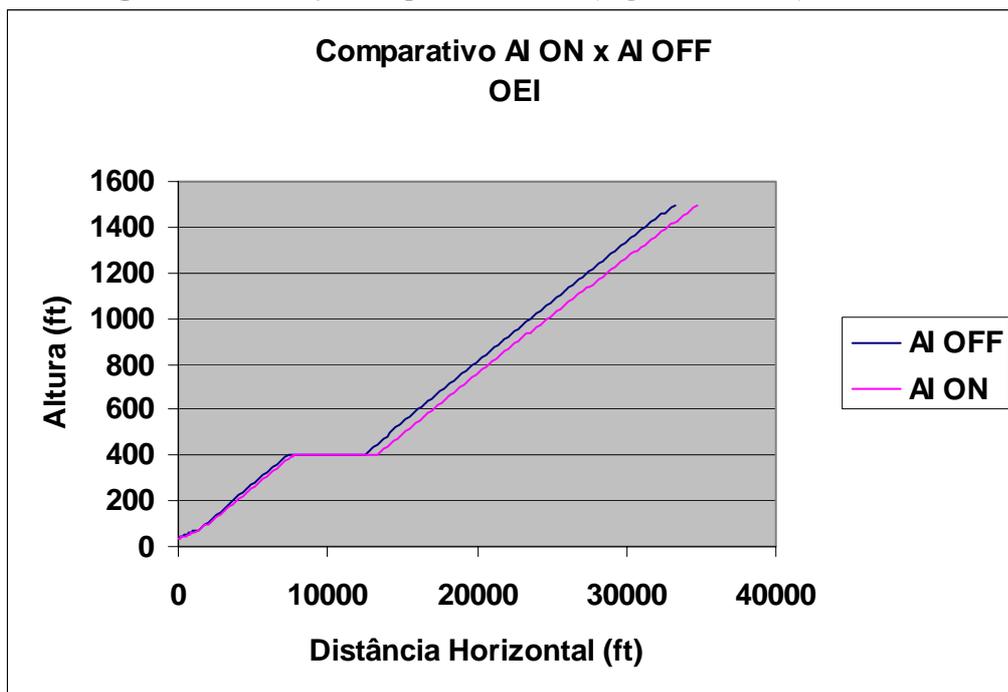


Figura 23: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com o AI

A partir dos gráficos, pode-se ver que o acionamento do sistema de *anti-icing* provoca uma redução de performance na aeronave, conforme era previsto.

Além disso, no caso particular de AEO, pode-se perceber que as diferenças apresentadas não são tão elevadas, tendo em vista que os perfis foram divididos em segmentos com características bastante comuns (gradientes de subida fixos e acionamento automático do

sistema de *anti-icing* assim que a aeronave muda a tração para *climb thrust*, por exemplo).

9.2.2. Influência da posição de flaps de decolagem (10° ou 20°)

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Sistema de anti-icing OFF;
- Maximum Thrust;
- Altitude do aeroporto = 0ft;
- Temperatura do aeroporto = 0°C;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 24 e 25):

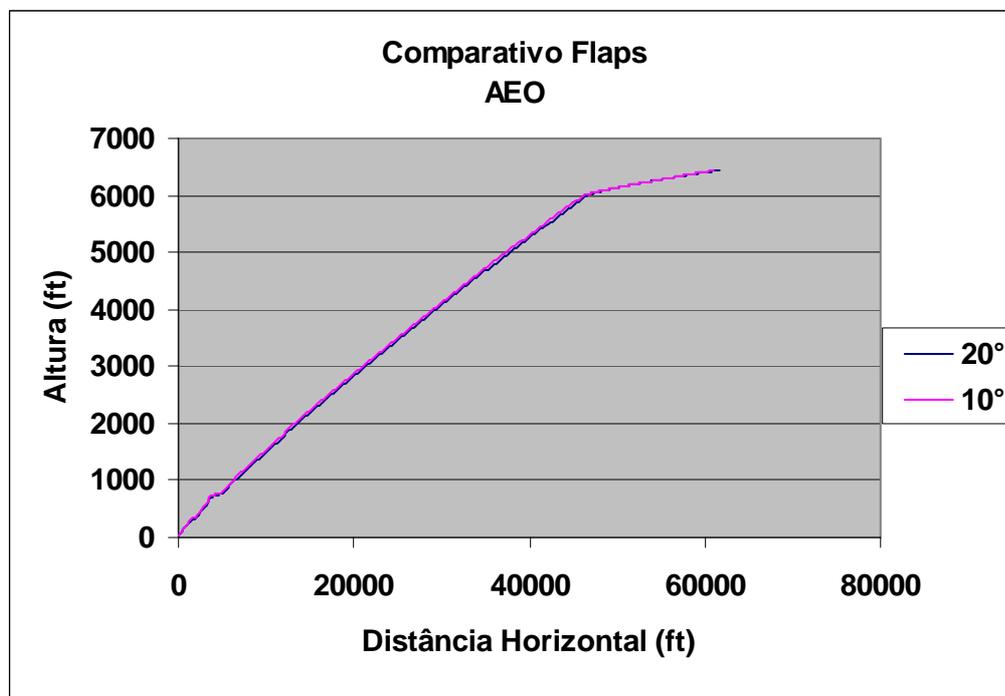


Figura 24: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com a posição de flaps

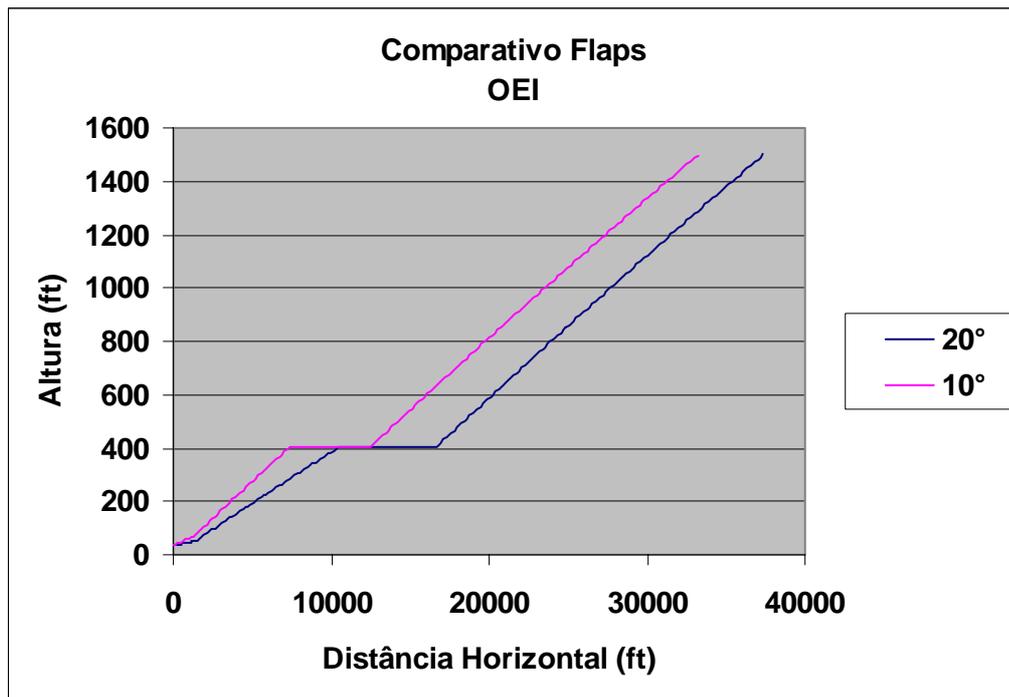


Figura 25: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com a posição de flaps

Com base nos resultados acima, vê-se que a aeronave apresenta performance pior com flaps 20°. Esse resultado já era esperado, pois uma posição de flaps mais estendidos provoca um aumento na sustentação da aeronave de forma concomitante a um aumento no arrasto.

A partir do gráfico para regime bimotor, vê-se que o perfil não é muito alterado com a posição de flaps. Isso se deve ao fato de que os flaps são retraídos já no começo do 2º segmento, o que representa cerca de 10% do tempo necessário para completar todo o perfil modelado.

No regime monomotor essa diferença é mais elevada, pois leva-se mais tempo para ser acionada a retração de flaps. No entanto, a performance da aeronave no 4º segmento é a mesma, já que nessa fase a aeronave apresenta flaps totalmente retraídos.

9.2.3. Influência do regime de tração (*Reduced* ou *Maximum Thrust*)

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Sistema de anti-icing OFF;
- Flaps de decolagem = 10°;
- Altitude do aeroporto = 0ft;
- Temperatura do aeroporto = 0°C;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 26 e 27):

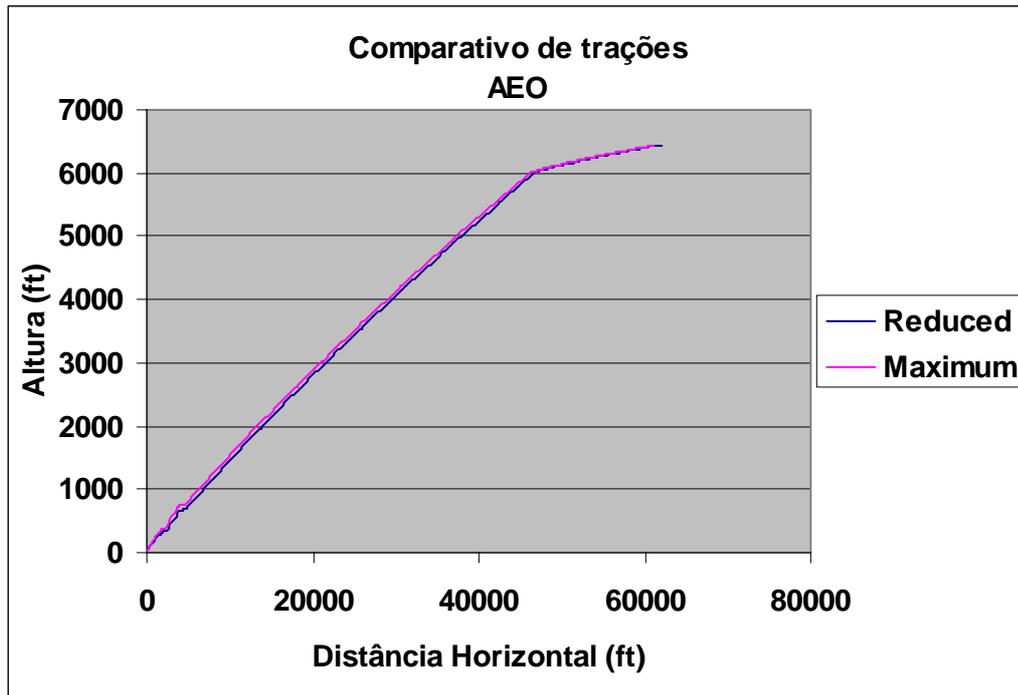


Figura 26: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com modos de tração

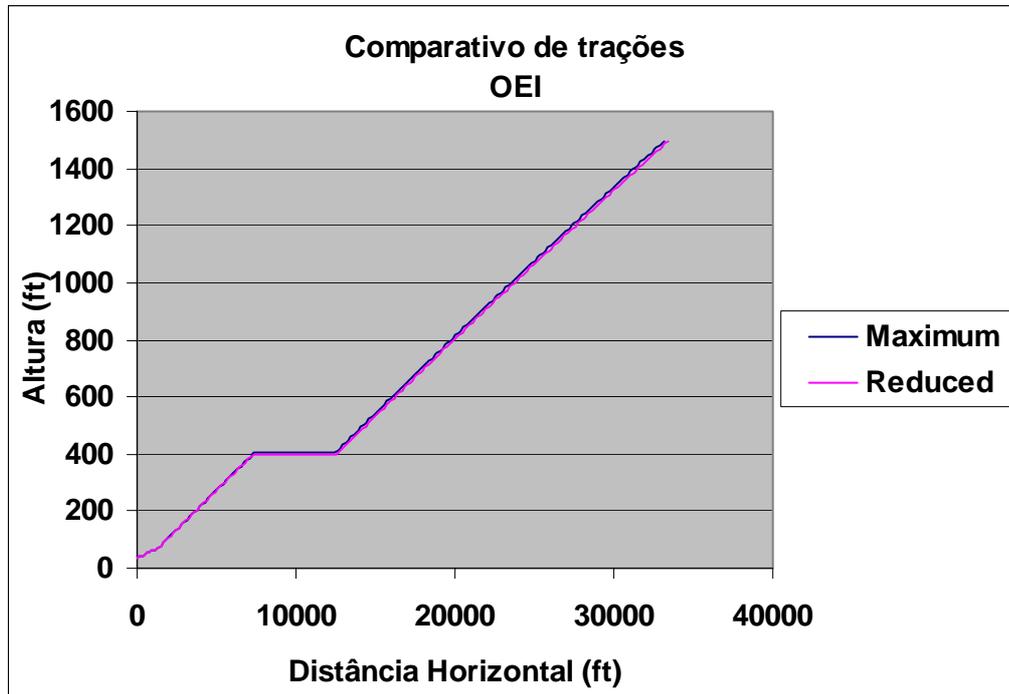


Figura 27: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com modos de tração

A partir das Figuras 26 e 27, pode-se concluir que o modo de tração não influencia de forma significativa no perfil vertical obtido. Isso se deve a 2 fatores:

- No regime bimotor, assim que a tração muda para *Climb Thrust*, o perfil percorrido pela aeronave será o mesmo, independentemente do modo de tração escolhido para decolagem;
- Assim que ocorre falha de motor, o modo de tração de decolagem é automaticamente colocado na posição de *Maximum Thrust*, fazendo com que os perfis obtidos para regime monomotor sejam praticamente iguais.

9.2.4. Influência da altitude do aeroporto (0 e 7000ft)

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Sistema de anti-icing OFF;
- Flaps de decolagem = 10°;
- Maximum Thrust;
- Temperatura do aeroporto = 0°C;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 28 e 29):

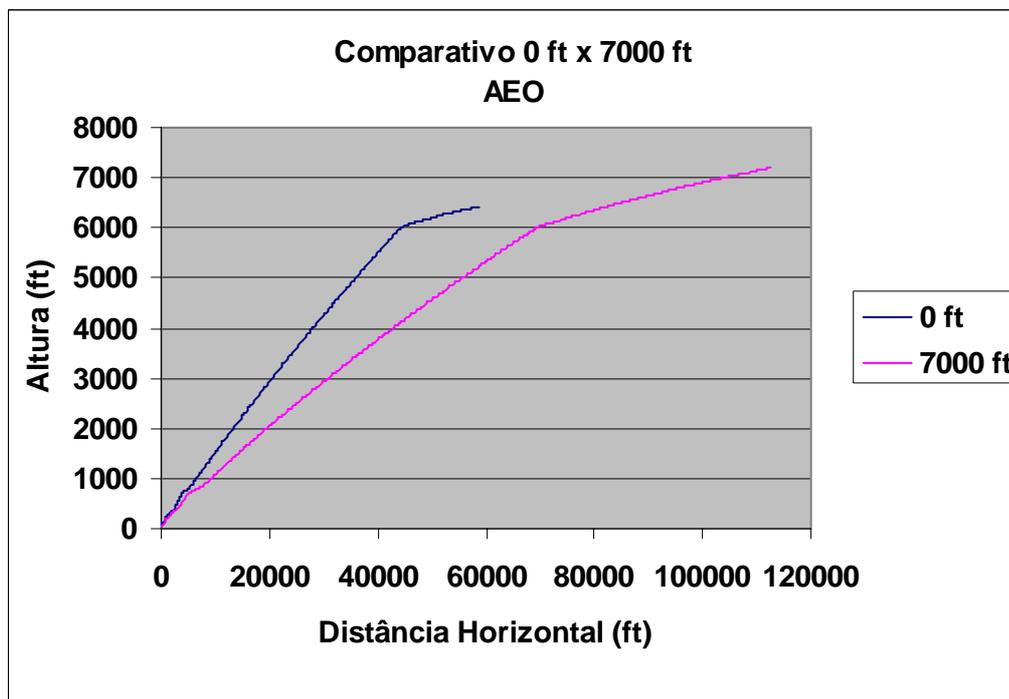


Figura 28: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com a altitude do aeroporto

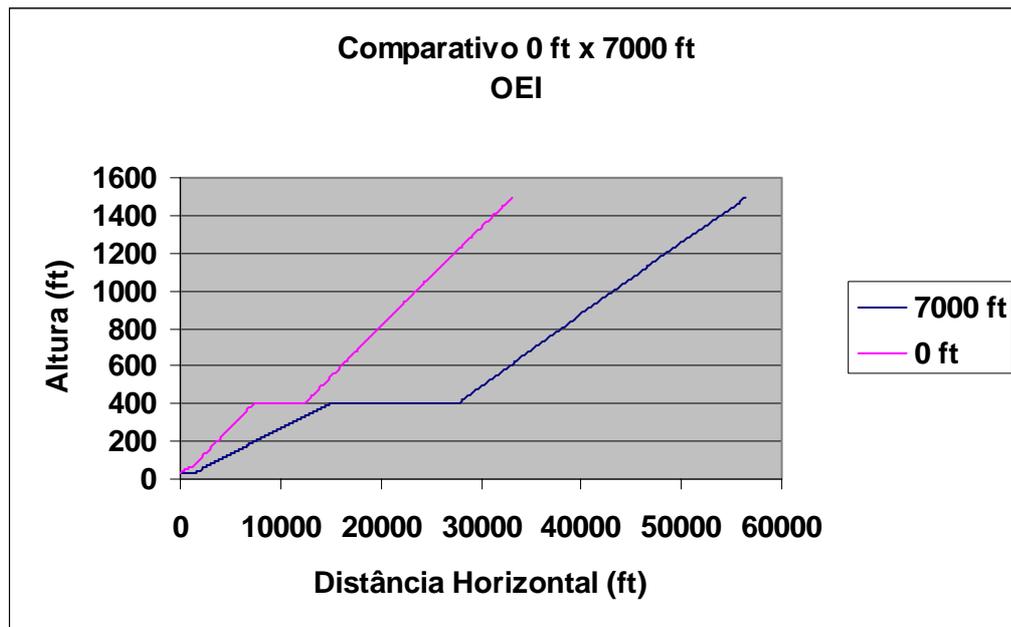


Figura 29: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com a altitude do aeroporto

Os resultados obtidos, tanto para perfil bimotor quanto monomotor, estão de acordo com o esperado, tendo em vista que a aeronave apresenta performance piorada quando submetida a elevadas altitudes.

De forma semelhante ao anteriormente explicado para a influência da temperatura na tração produzida pelo motor, o ar mais rarefeito decorrente da elevação da altitude faz com que a tração obtida seja menor, bem como ocorre um decréscimo na força de sustentação da aeronave.

9.2.5. Influência da temperatura do aeroporto

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Sistema de anti-icing OFF;
- Flaps de decolagem = 10°;
- Maximum Thrust;
- Altitude do aeroporto = 0ft;
- Peso da aeronave = 18.000kg.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 30 e 31):

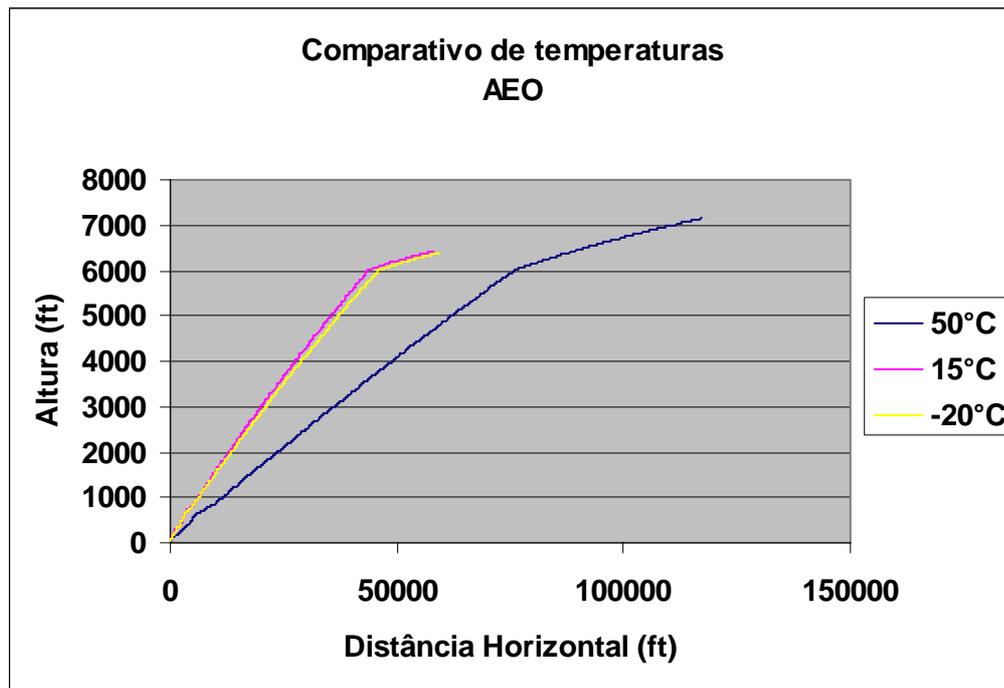


Figura 30: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com a temperatura do aeroporto

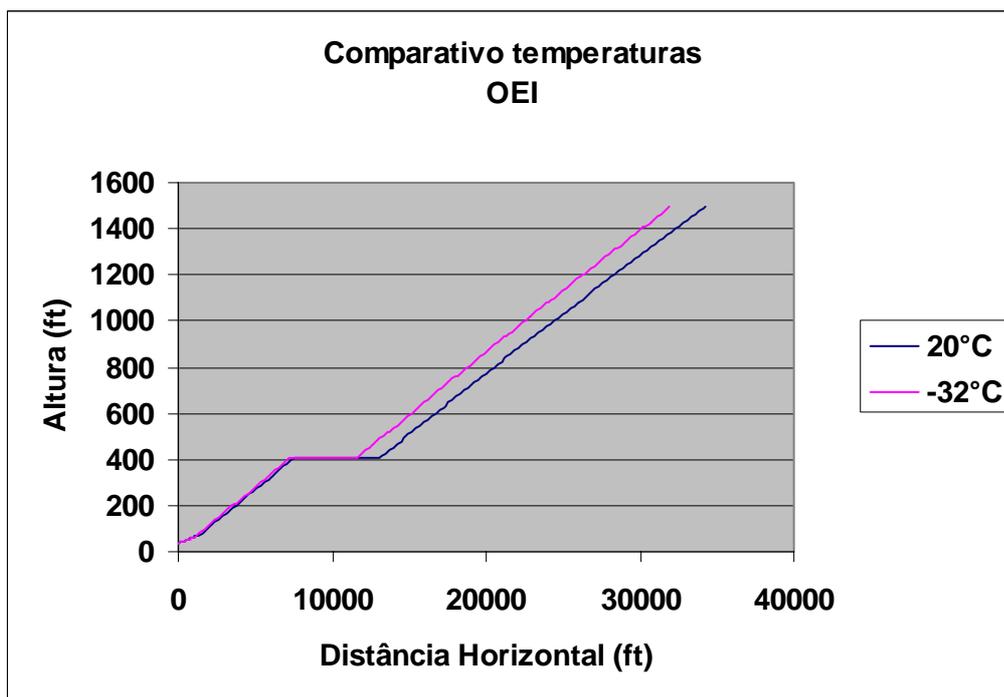


Figura 31: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com a temperatura do aeroporto

Aqui mais uma vez os resultados estão de acordo com o esperado, havendo perda de performance à medida em que ocorre aumento na temperatura. Vale ressaltar que para o regime bimotor, submetido a temperaturas inferiores a ISA + 10°C, os perfis obtidos são muito próximos, por razões já citadas anteriormente.

9.2.6. Influência do peso da aeronave

Além da situação básica inicial, foram mantidos os seguintes *inputs* constantes:

- Sistema de anti-icing OFF;
- Flaps de decolagem = 10°;
- Maximum Thrust;
- Altitude do aeroporto = 0ft;
- Temperatura do aeroporto = 0°C.

Com isso, foram obtidos os seguintes perfis (Figuras 32 e 33):

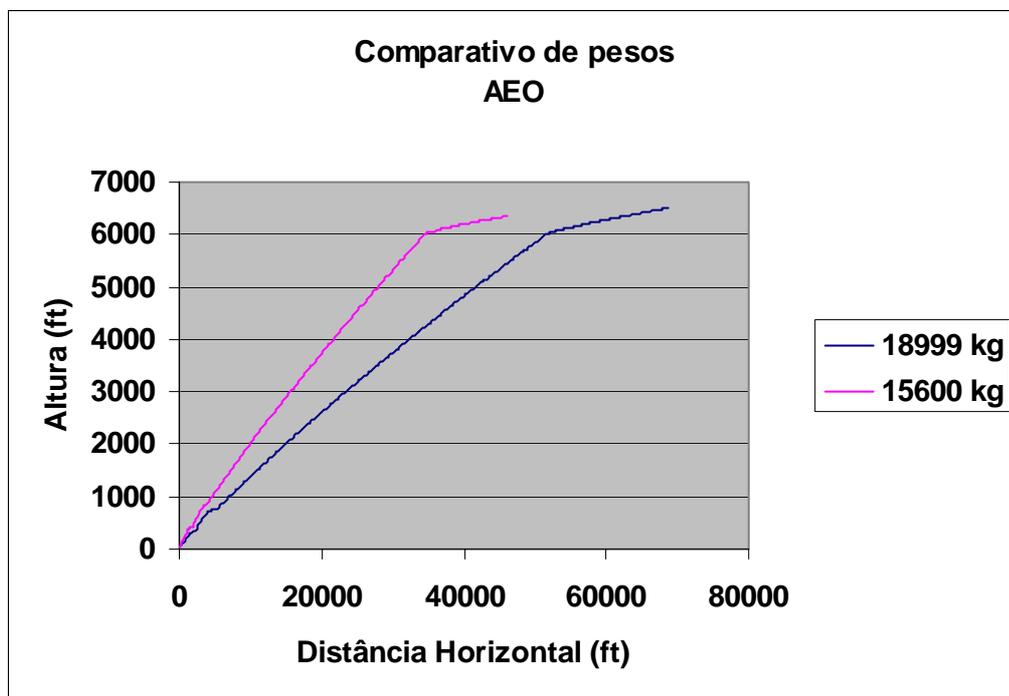


Figura 32: Variação do perfil vertical (regime bimotor) com o peso da aeronave

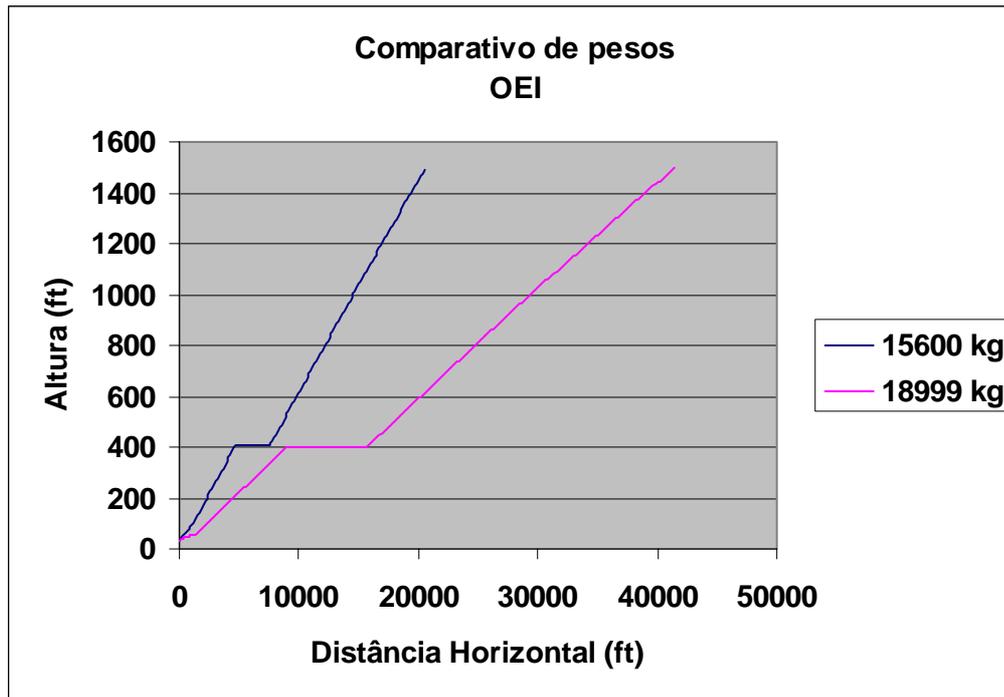


Figura 33: Variação do perfil vertical (regime monomotor) com o peso da aeronave

Os resultados aqui obtidos vão ao encontro do que era esperado, tendo em vista que a aeronave apresenta maior dificuldade em manter gradientes elevados quando está mais pesada. Com isso, deve-se observar atentamente o valor do peso máximo de decolagem limitado por *Climb* quando da ocorrência de obstáculos nas proximidades do aeródromo.

10. Conclusões

O mercado de aviação, incluindo todos os campos relacionados a ele, conta atualmente com um crescimento no sentido tecnológico a taxas cada vez maiores. As novas aeronaves alcançam níveis de performance, autonomia e consumo de combustível inimagináveis há algumas décadas. Além disso, os componentes aviônicos a bordo também se desenvolvem de forma acelerada, permitindo um uso mais eficiente do espaço aéreo e com um maior nível de segurança.

Indo ao encontro da lógica decorrente dessa tendência, há uma necessidade de que as trajetórias percorridas por uma aeronave possam ser previstas com nível de precisão alto, sejam elas sob condições de operação convencionais, ou até mesmo no caso de falha de motor, livramento de obstáculos, aproximação/arremetida e procedimentos de emergência.

A metodologia aqui desenvolvida decerto contribui substancialmente para contemplar essa necessidade pois, apesar de fornecer somente o perfil vertical de decolagem e subida, representa um passo inicial e sólido no sentido de produzir um trabalho mais completo, incluindo modelamentos em 3D e análises de ruídos para efeitos de zoneamento das regiões próximas aos sítios aeroportuários.

Os resultados obtidos foram bastante consistentes, o que vem a demonstrar a solidez da análise realizada. Com isso, vale ressaltar mais uma vez a generalidade do modelo aqui proposto, fato que o torna possível de ser utilizado para a concepção de programas semelhantes para outros tipos de aeronaves, desde que estejam disponíveis os bancos de dados necessários para a determinação das características de performance das mesmas.

Anexo a esse trabalho está disponível um CD com a instalação do programa desenvolvido a partir da metodologia e lógica propostas. O uso do *software*, conjuntamente com a leitura desse material, constituem ferramentas úteis para um bom entendimento da mecânica de vôo, bem como das tendências do atual mercado de aviação comercial.

Referências

VOZIKIS, Cristos Constantin. **Delphi 6: desenvolvendo aplicações**/Cristos Constatin Vozikis. - - São Paulo: Érica, 2001.

MENEZES JUNIOR, Luiz Pradines de. **Fundamentos da Teoria de Vôo**/Luiz Pradines de Menezes Junior. - - São Paulo : EI – Edições Inteligentes, 2004.

ANDRADE, Donizeti. **Apostila: Fundamentos da Engenharia Aeronáutica**/Donizeti Andrade. - - São José dos Campos: ITA, 2000.

MAYO, William E., CWIAKALA, Martin. **Schaum's Outline of Programming with FORTRAN 77**/William E. Mayo e Martin Cwiakala. - - McGraw-Hill, 2003.

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TC	2. DATA 31 de outubro de 2005	3. DOCUMENTO N° CTA/ITA-IEI/TC-002/2005	4. N° DE PÁGINAS 67
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Metodologia para determinação da trajetória de uma aeronave durante as fases de decolagem e subida			
6. AUTORES: José Ricardo de Sampaio Borges; Tatiana Maymone de Melo Carvalho			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia de Infra-Estrutura Aeronáutica – ITA/IEI			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Aeronave; Performance; Trajetória			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Controle de aeronaves; Desempenho de aeronaves; Trajetórias de vôo; Decolagem; Programas de computadores; Aerodinâmica; Engenharia aeronáutica			
10. APRESENTAÇÃO: Trabalho de Graduação, ITA, São José dos Campos, 2005. 68 páginas.			
11. RESUMO: <p>No presente trabalho, foi desenvolvida uma metodologia visando determinar a trajetória de duas aeronaves modelo durante as fases de decolagem e subida, fornecendo adicionalmente dados importantes de performance das mesmas quando submetidas a diferentes condições atmosféricas, bem como a mudanças nas configurações apresentadas pelas próprias aeronaves.</p> <p>A partir dessa metodologia, foi concebido um programa, cujo módulo de cálculo é baseado em equações da Aerodinâmica. O desenvolvimento dessa parte do <i>software</i> foi feito em Fortran, com o auxílio da plataforma Compaq Visual Fortran 6[®]. Devido ao ambiente pouco amigável com o usuário inerente dos programas concebidos nessa linguagem, foi elaborada uma interface gráfica em Pascal com o auxílio do Borland Delphi 5[®].</p> <p>Esse programa é capaz de fornecer, de forma rápida e clara, como varia o comportamento dessas duas aeronaves em diferentes situações de: altitude, temperatura, posição de flaps, sistema de <i>anti-icing</i>, peso, velocidade do vento e número de motores operantes (operações em regimes mono ou bimotor).</p> <p>A metodologia aqui estabelecida é geral, ou seja, programas semelhantes podem ser desenvolvidos para as mais diversas aeronaves, desde que estejam disponíveis os bancos de dados necessários para a determinação dos dados de performance das mesmas.</p>			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			