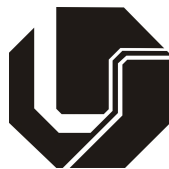


MATHEUS LAINI GARCIA

**ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UMA AERONAVE
EXECUTIVA A JATO**



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA
FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA
2018**

MATHEUS LAINI GARCIA

**ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UMA AERONAVE EXECUTIVA A
JATO**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos requisitos para a obtenção do título de **BARACHEL EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**.

Área de concentração: Desempenho de aeronaves.

Orientador: Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson

UBERLÂNDIA - MG

2018

MATHEUS LAINI GARCIA

ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UMA AERONAVE EXECUTIVA A JATO

Projeto de Conclusão de Curso **APROVADO**
pelo Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia.

Área de concentração: Desempenho de aeronaves.

Banca Examinadora:

Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson - Orientador (UFU)

Prof. Dr. Douglas Bezerra de Araújo (UFU)

Prof. Dr. Leonardo Sanches (UFU)

Uberlândia, 11 de julho de 2018

AGRADECIMENTOS

Neste espaço, gostaria de agradecer as pessoas que contribuíram de alguma maneira para a realização deste trabalho.

Primeiramente, agradeço a minha família que sempre apoiaram minhas decisões, incentivando e contribuindo. Agradeço meus pais Gilberto e Adrianna, por todos os esforços, carinho, suporte e atenção que passaram ao decorrer da vida e na graduação. Também agradeço a minha irmã Mariana por sempre ter um carinho especial comigo. E aos meus avós Antônio e Gislene, que acreditaram e acreditam em mim e pelas conversas positivas.

Em especial, gostaria de agradecer a minha namorada Jessica, que me inspira pela sua dedicação e competência acadêmica, além de toda sua paciência, auxílio e carinho. Agradeço também ao meu amigo Fernando, pelos ensinamentos na visão de um piloto da aviação e pela participação em grande parte desta graduação.

Aos meus colegas que foram importantes e contribuíram em momentos bons, quanto ruins, para o meu crescimento pessoal e profissional.

Ao meu orientador Prof. Giuliano Gardolinski pela confiança em meu empenho, além da paciência, ajuda nas dificuldades que foram aparecendo e pela disponibilidade ao decorrer da realização deste trabalho.

À Faculdade de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Uberlândia (professores, técnicos e colaboradores) pela assistência e material de estudo fornecido ao longo da graduação.

GARCIA, M. L. **Análise de Desempenho de um Aeronave Executiva a Jato**. 2018. 39 f. Projeto de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Aeronáutica), Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia.

RESUMO

Para simular um voo da aeronave Cessna Citation Excel (Modelo 560XL), classificada como aeronave executiva a jato, foi implementado um modelo matemático computacional utilizando linguagem Matlab®. Para o presente trabalho, foram coletados dados de desempenho de cada etapa do voo pelo comandante e co-piloto, em três voos de referência, e comparados com os dados obtidos através do modelo. As principais equações referentes a cada etapa do voo, uma revisão de conceitos de desempenho, perfil de voo, forças aerodinâmicas, além de informações referentes aos aeroportos das capitais brasileiras e de algumas outras cidades, também foram reunidas e apresentadas.

Palavras chave: aeronave executiva, Cessna Citation Excel, desempenho de voo, simulação de voo.

GARCIA, M. L. **Performance Analysis of an Executive Jet Aircraft**. 2018. 39 f. Graduation Project (Graduation in Aeronautical Engineering), Federal University of Uberlandia, Uberlandia.

ABSTRACT

To simulate a flight of the Cessna Citation Excel aircraft (Model 560XL), classified as a business jet aircraft, a mathematical computational model was implemented using Matlab language. For the present work, performance data of each flight stage were collected by the captain and first officer on three reference flights, and compared with the data obtained through the model. The main equations for each stage of the flight, a review of performance concepts, flight profile, aerodynamic forces as well as information about the airports of the Brazilian capitals and of some other cities were also collected and presented.

Keywords: business jet aircraft, Cessna Citation Excel, flight performance, flight simulation.

LISTA DE FIGURAS

2.1	Classificação das aeronaves na aviação	4
2.2	Sustentação, arrasto e força aerodinâmica resultante	7
2.3	Representação esquemática da missão de voo da aeronave (sem escala)	8
2.4	Forças atuantes na aeronave durante o processo de decolagem	9
2.5	Esquema das distâncias no processo de decolagem	10
2.6	Esquema simplificado do equilíbrio no voo ascendente propulsionado	12
2.7	Esquema simplificado do equilíbrio de forças no voo de cruzeiro	14
2.8	Esquema simplificado do equilíbrio no voo descendente propulsionado	15
3.1	Aeronave Cessna Citation Excel (Modelo 560XL)	17
3.2	Espaço dos dados de entrada	20
3.3	Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de subida	21
3.4	Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de cruzeiro	22
3.5	Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de descida	22
3.6	Perfil esquemático do voo Uberlândia-Jundiaí (sem escala)	23
3.7	Representação esquemática do voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP	24
3.8	Perfil esquemático do voo Jundiaí-Curitiba (sem escala)	25
3.9	Representação esquemática do voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR	25
3.10	Perfil esquemático do voo Curitiba-Uberlândia (sem escala)	26
3.11	Representação esquemática do voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG	26

LISTA DE TABELAS

2.1	Tabela de referência para grupos de aeronaves executivas a jato	4
2.2	Pesos característicos das aeronaves	6
3.1	Especificações da aeronave	18
3.2	Dados de entrada	19
4.1	Informações em cada etapa no voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP	27
4.2	Informações em cada etapa no voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR	29
4.3	Informações em cada etapa no voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG	31
A-1	Características dos aeroportos	36
B-2	Númeração dos aeroportos	38

SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS	vii
LISTA DE TABELAS	viii
1 INTRODUÇÃO	1
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	3
2.1 Classificação das Aeronaves	3
2.2 Conceitos de Desempenho	4
2.2.1 Pesos das Aeronaves	5
2.2.2 Nível de Voo	6
2.2.3 Alcance e Autonomia	6
2.2.4 Forças Aerodinâmicas	6
2.3 Perfil Típico de Voo de Aeronaves	7
2.4 Formulação Matemática das Etapas de Voo	8
2.4.1 Decolagem	8
2.4.2 Subida	11
2.4.3 Cruzeiro	13
2.4.4 Descida	14
2.4.5 Espera	16
2.4.6 Aterrissagem	16
3 METODOLOGIA	17
3.1 Aeronave de Estudo	17
3.2 Características dos Aeroportos Utilizados	18

3.3	Modelo Computacional Implementado	19
3.3.1	Dados de Desempenho de Entrada	19
3.3.2	Distância entre Aeroportos	20
3.3.3	Estrutura do Modelo Matemático	21
3.4	Voos Reais de Referência	23
3.4.1	Voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP	23
3.4.2	Voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR	24
3.4.3	Voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG	26
4	RESULTADOS	27
4.1	Resultados Obtidos para o Voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP	27
4.2	Resultados Obtidos para o Voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR	29
4.3	Resultados Obtidos para o Voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG	31
5	CONCLUSÕES	33
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	34
	APÊNDICE A - Características dos aeroportos	36
	APÊNDICE B - Numeração dos aeroportos	38

CAPÍTULO I

INTRODUÇÃO

Este trabalho irá apresentar o desenvolvimento do modelo matemático para simular voos de uma aeronave executiva a jato a fim de obter parâmetros de desempenho em três etapas principais do voo: subida, cruzeiro e descida. Para comparar os resultados obtidos pelo modelo matemático, foram utilizados como referência dados disponibilizados pelo comandante e co-piloto de uma aeronave em voos reais realizados pela aeronave. A aeronave em estudo trata-se de um Cessna Citation Excel (Modelo 560XL). O modelo matemático utiliza equações extraídas da literatura e foram implementadas em rotinas em Matlab®.

O objetivo do trabalho é a utilização do modelo matemático para obtenção de parâmetros de desempenho, como consumo de combustível, velocidades, tempos de voo, permitindo a comparação desses resultados matemáticos com os respectivos valores de desempenho obtidos através dos voos reais de referência, avaliando a qualidade do modelo matemático em estudo.

Na revisão bibliográfica, serão apresentadas as principais equações referentes a cada etapa do voo simulada, classificação das aeronaves executivas a jato, revisões de parâmetros de desempenho, como alcance, autonomia, forças aerodinâmicas atuantes na aeronave e o perfil típico de um voo para aeronaves de transporte de passageiros.

Na metodologia será apresentado o *software* utilizado, os dados de entrada, a estrutura matemática, considerações e simplificações, além de especificações técnicas da aeronave Cessna Citation Excel (Modelo 560XL) e dados técnicos de aeroportos. Os três voos reais de referência

consistem de voos entre as cidades de Uberlândia/MG a Jundiaí/SP, Jundiaí/SP a Curitiba/PR e Curitiba/PR a Uberlândia/MG.

Nos resultados serão apresentados os parâmetros de desempenhos calculados com o modelo matemático e esses parâmetros serão comparados e discutidos com os respectivos parâmetros de desempenho nos voos reais, os quais foram obtidos por anotações do comandante e co-piloto nos três voos de referência.

CAPÍTULO II

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Classificação das Aeronaves

No setor da aviação, existem duas propostas distintas de aeronaves, sendo o segmento de aviação civil e militar. A aviação civil é dividida em aviação geral e comercial, conforme a Fig. 2.1. A aviação geral compreende a maior parcela de aeronaves no mundo, e no Brasil conta com 21.905 aeronaves em 2016, para uso comercial ou privado, de acordo com a Agência Nacional de Aviação Civil - ANAC, segundo (IBA, 2017). Neste mesmo ano, foram realizadas incríveis 2,3 milhões de operações e 11 milhões de passageiros transportados.

Com foco na aviação geral e destacando as aeronaves com moto-propulsor a jato, o Brasil conta com 762 aeronaves a jato sendo 743 bimotoras, em 2016. De maneira relevante, o segmento com maior número de aeronaves a jato é a aviação executiva, com 641 aeronaves em serviço aéreo privado.

Para as aeronaves executivas a jato, seis grupos classificam as mesmas, definidos com base no peso máximo de decolagem, na capacidade de passageiros, no alcance máximo e tripulação mínima, conforme a Tab. 2.1.

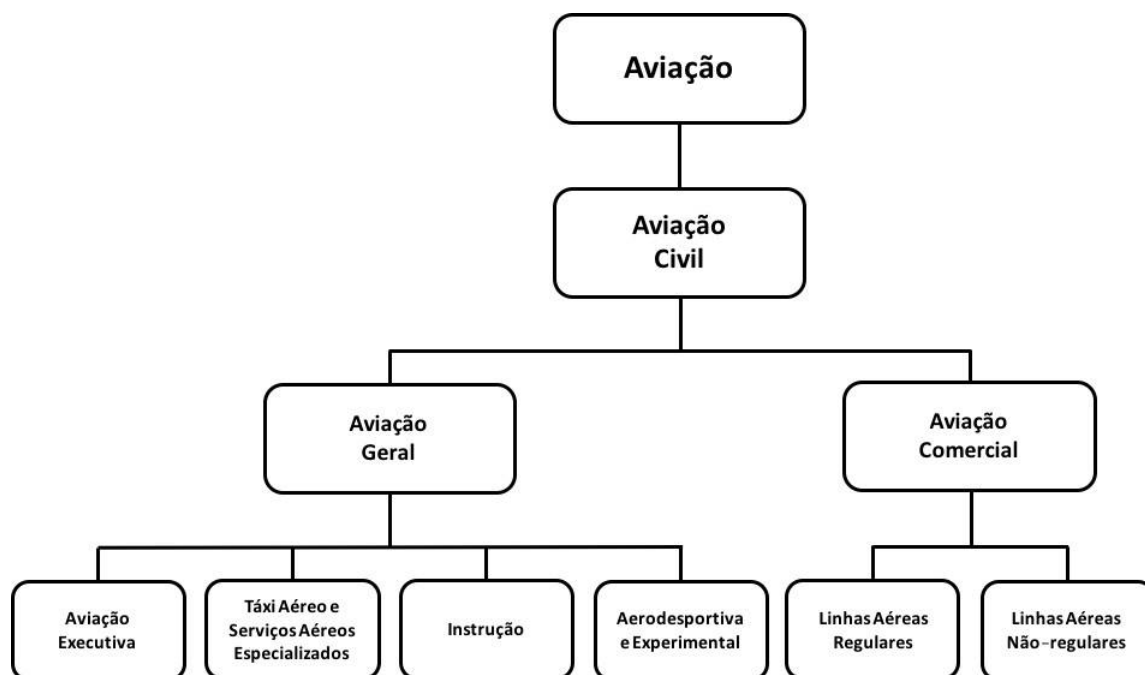


Figura 2.1: Classificação das aeronaves na aviação.

Tabela 2.1: Tabela de referência para grupos de aeronaves executivas a jato (VENSON, 2013).

Grupo	Tripulação mínima	Capacidade de passageiros	Peso máximo de decolagem (kg)	Alcance máximo (km)
<i>VeryLight Jets</i>	1 piloto	4 a 6	<4800	<2500
<i>Light Jets</i>	1 ou 2 pilotos	6 a 10	4800 a 9100	2500 a 4500
<i>Mid – Size Jets</i>	2 pilotos	8 a 14	9100 a 22500	4500 a 6000
<i>Long Range Jets</i>	2 pilotos	12 a 19	22500 a 34000	6000 a 12000
<i>UltraLong Range Jets</i>	2 pilotos	13 a 30	34000 a 50000	>12000
<i>Coporate Jets</i>	2 pilotos	18 a 40	>50000	3000 a 8000

2.2 Conceitos de Desempenho

Tratando-se de desempenho de aeronaves, é fundamental a compreensão de conceitos físicos, sendo estruturais e aerodinâmicos da aeronave, bem como suas características dimensionais e operacionais.

2.2.1 Pesos das Aeronaves

Para efeitos de cálculos, o fator peso no ambiente aeronáutico se torna um parâmetro bastante expressivo, influenciando e variando ao longo de toda a missão.

O presente trabalho, os pesos utilizados da aeronave foram definidos antes da operação, em conformidade com o envelope de voo e requisitos da missão. De maneira constante e definido pelo fabricante, o peso vazio operacional (OEW) corresponde ao peso da aeronave vazia e sem carga útil, mas considerando os pesos de tripulação mínima para o voo e fluidos complementares dos motores e sistemas da aeronave. O peso de carga paga (PLW), representa a parcela da carga útil que envolve os pesos de passageiros e carga transportada e o peso total de combustível (TFW), refere ao peso total de combustível carregado em todos os tanques de combustível, ambos variam de acordo a missão.

O peso de decolagem (TOW) é definido como o peso da aeronave no início da corrida de decolagem, sendo estabelecido em função do peso de carga paga (PLW), do peso total de combustível (TFW) e da parcela constante, o peso vazio da aeronave.

$$TOW = OEW + PLW + TFW. \quad (2.1)$$

O peso máximo de decolagem (MTOW), é um peso limitante de operação e é representado pela variação máxima do peso da carga paga (MPLW), combinado com um peso total de combustível (TFW) e o peso vazio da aeronave (OEW). De forma análoga, também pode ser escrito pela variação máxima do peso de combustível (MFW), associado a um peso de carga paga (PLW) e mais o peso vazio da aeronave (OEW), conforme as Eqs. (2.2).

$$MTOW = OEW + MPLW + TFW, \quad (2.2a)$$

$$MTOW = OEW + PLW + MFW. \quad (2.2b)$$

As siglas, os nomes em inglês e traduzidos dos pesos utilizados, estão dispostos na tabela a seguir.

Tabela 2.2: Pesos característicos das aeronaves.

Sigla	Name	Nome
TOW	<i>Takeoff Weight</i>	Peso de Decolagem
MTOW	<i>Maximum Takeoff Weight</i>	Peso Máximo de Decolagem
OEW	<i>Operational Empty Weight</i>	Peso Vazio Operacional
PLW	<i>Payload Weight</i>	Peso de Carga Paga
MPLW	<i>Maximum Payload Weight</i>	Peso Máximo de Carga Paga
TFW	<i>Total Fuel Weight</i>	Peso Total de Combustível
MFW	<i>Maximum Fuel Weight</i>	Peso Máximo de Combustível

2.2.2 *Nível de Voo*

O nível de voo é um termo genérico referente à posição vertical de uma aeronave em voo, ou seja, é a superfície de pressão atmosférica constante, relacionada com uma determinada referência de pressão (1013,2 hectopascals), segundo o (DECEA, 2006). No ambiente aeronáutico, este termo é indicado por FL (do inglês, "*Flight Level*"), seguido de 3 dígitos referentes às centenas de pés.

2.2.3 *Alcance e Autonomia*

Relacionados ao desempenho da aeronave, alcance e autonomia são parâmetros importantes para um bom planejamento do plano de voo. Alcance é o quanto a aeronave consegue percorrer na horizontal para determinada quantidade de combustível e determinado peso de decolagem (peso que a aeronave decola) e, ainda, a velocidade em cruzeiro (velocidade que a aeronave voa em voo reto e nivelado) é um parâmetro determinante do alcance. Autonomia, por sua vez, é o tempo que a aeronave consegue se manter em voo dadas determinadas condições como peso, eficiência aerodinâmica e consumo específico de combustível dos motores que essa aeronave utiliza.

2.2.4 *Forças Aerodinâmicas*

Atuante no centro aerodinâmico do perfil da asa, a força aerodinâmica resultante orientada de maneira perpendicular a linha da corda (Fig. 2.2), pode ser decomposta em uma componente

paralela e outra perpendicular ao vento relativo, essas componentes são conhecidas como força de arrasto (D) e força de sustentação (L), respectivamente. A força de sustentação e a força de arrasto da aeronave, são originados pela distribuição de pressão e tensão cisalhante da superfície molhada da mesma (ANDERSON, 1999).

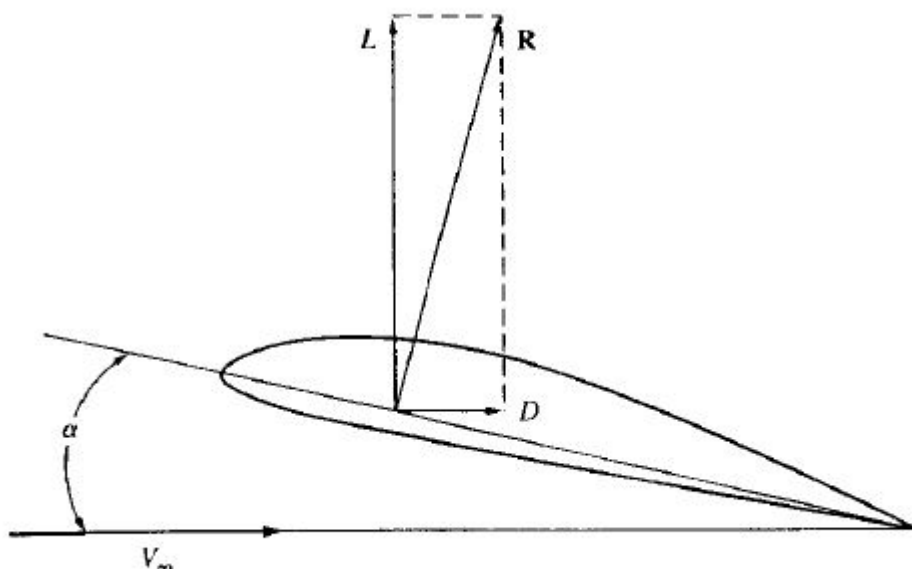


Figura 2.2: Sustentação, arrasto e força aerodinâmica resultante (ANDERSON, 1999).

O coeficiente de sustentação (C_L) e o coeficiente de arrasto (C_D), são originados pela adimensionalização com a pressão dinâmica e a área da asa, da força de sustentação e arrasto, respectivamente. A razão entre as forças (L/D) ou os coeficientes (C_L/C_D) representa a eficiência aerodinâmica.

2.3 Perfil Típico de Voo de Aeronaves

Para aeronaves de transporte civil, o perfil típico de voo é orientado conforme Fig. 2.3, contendo a etapa de taxiamento para a cabeceira da pista e configuração de potência máxima do motor para a decolagem; voo ascendente até o nível de voo (FL) de cruzeiro; voo reto e nivelado (cruzeiro); voo descendente até aproximação do aeroporto de pouso; voo de espera caso tenha necessidade; e por fim, aterrissagem e taxiamento da aeronave até o ambiente de desembarque.

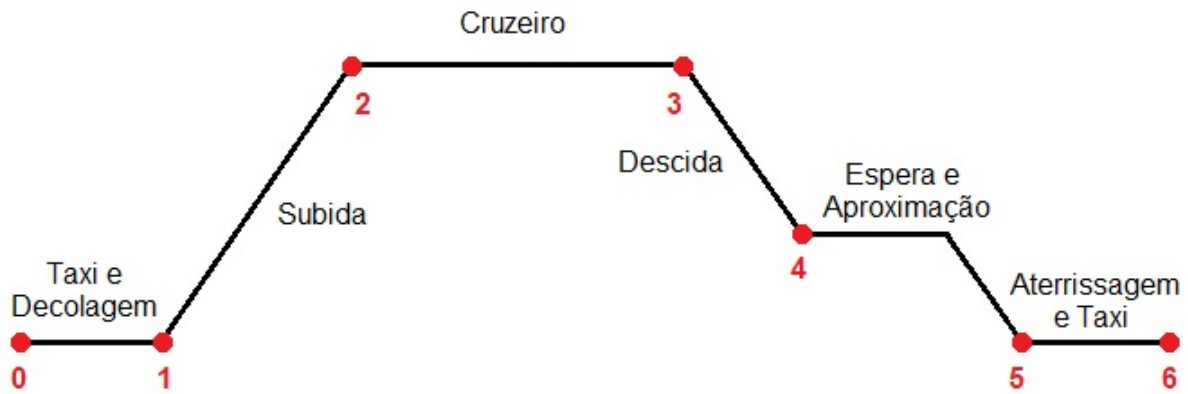


Figura 2.3: Representação esquemática da missão de voo da aeronave (sem escala).

2.4 Formulação Matemática das Etapas de Voo

2.4.1 Decolagem

O processo de decolagem corresponde ao ganho de velocidade da aeronave a partir do repouso até se atingir uma velocidade mínima de segurança para o voo. A distância de decolagem e as velocidades críticas de decolagem, caracterizam o desempenho de uma aeronave.

A tração do motor na decolagem deve ser corrigida em função da temperatura do local, conforme a Eq. (2.3) (OATES, 1997).

$$T_{decolagem} = T \sqrt{\frac{\theta_{ISA}}{\bar{\theta}_{anual}}}, \quad (2.3)$$

onde T é a tração do motor fornecido pelo fabricante da aeronave, θ_{ISA} é a temperatura na condição de atmosfera padrão e $\bar{\theta}_{anual}$ é a temperatura anual média do aeroporto, ambas em Kelvins.

Sabe-se que, ao sair do repouso e desprezando a inclinação da pista, a aceleração da aeronave na corrida de decolagem pode ser conhecida realizando a 2ª Lei de Newton nas direções horizontal e vertical, das forças atuantes conforme a Fig. 2.4, obtendo as Eqs. (2.4) (RAYMER, 1992).

$$\sum F_{horiz} = ma_T = T - D - \mu N, \quad (2.4a)$$

$$\sum F_{vert} = 0 = L - W + N, \quad (2.4b)$$

$$a_T = \frac{g[T - D - \mu(W - L)]}{W}. \quad (2.4c)$$

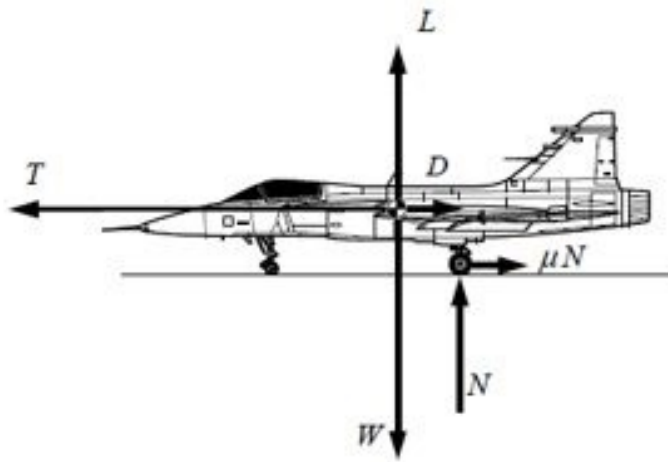


Figura 2.4: Forças atuantes na aeronave durante o processo de decolagem (VENSON, 2013).

O atrito existente da interação pneus-pista pode ser calculado pelo tipo de pista e, considerando uma pista de concreto seco/asfalto, o coeficiente de atrito pode assumir valores entre 0,03 a 0,05 (RAYMER, 1992). Dessa forma, para o presente trabalho o valor assumido foi 0,04.

De acordo com (ANDERSON, 1999), a velocidade de estol de decolagem (V_{ST}), que representa a velocidade aerodinâmica mínima para voo nivelado equilibrado na atitude de decolagem, deve ser pelo menos 20% maior do que a velocidade de estol da aeronave (V_S). Dessa forma, conforme Eq. 2.5c foi obtido o coeficiente de sustentação na decolagem ($C_{L_{takeoff}}$), igualando a sustentação na decolagem e a sustentação na condição de estol a força peso em um voo nivelado, como segue na Eq. 2.5b. Assim, para uma decolagem com segurança, a velocidade de rotação mínima (V_R) que representa a velocidade no qual a aeronave inicia a saída do solo, deve que ser 44% maior que a velocidade de estol da aeronave, conforme as relações da Eq. 2.5d.

$$V_S = \sqrt{\frac{2W_0}{\rho S C_{L_{max}}}}, \quad (2.5a)$$

$$L = W = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{takeoff}} V_{ST}^2 = \frac{1}{2} \rho S C_{L_{max}} V_S^2, \quad (2.5b)$$

$$C_{L_{takeoff}} = \frac{C_{L_{max}}}{1,44}, \quad (2.5c)$$

$$V_R \geq 1,20 V_{ST} \geq 1,44 V_S. \quad (2.5d)$$

Em vista disso, algumas distâncias podem ser definidas. A distância em solo, representa

a soma da fração que a aeronave ainda está com o trem de pouso do nariz em solo e uma outra fração referente a rotação. A distância no ar, refere ao momento de transição para o voo de subida, sendo caracterizado até atingir uma altura complementar (h) de 50 pés, em aeronaves com motores alternativos (ANAC/RBAC 25, 2014). Um desenho esquemático é representado na Fig. 2.5.

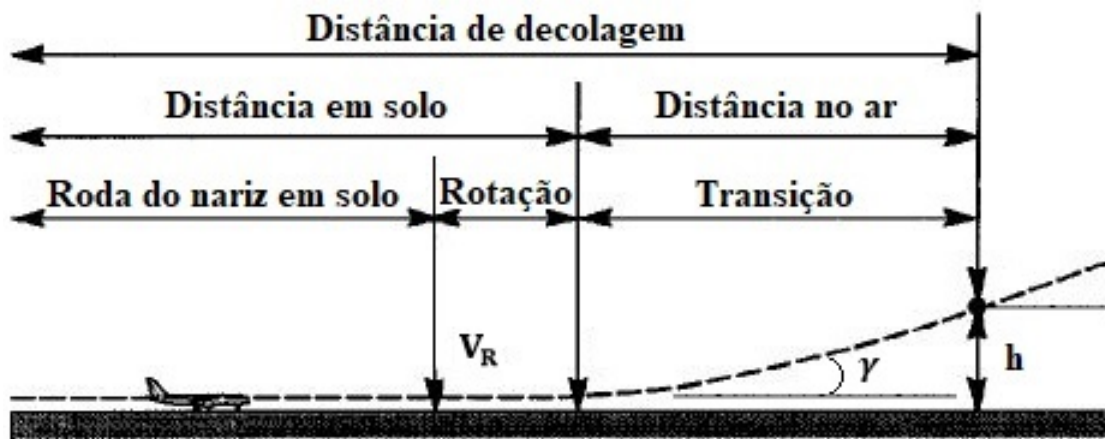


Figura 2.5: Esquema das distâncias no processo de decolagem. Modificado de (VENSON, 2013).

Para a parte final da decolagem, a transição, o ângulo de subida da aeronave (γ), logo após a rotação, é calculado em função do empuxo dos motores (T), do arrasto (D) na velocidade de rotação (V_R) e do peso da aeronave (W_0), conforme a Eq. (2.6):

$$\gamma = \arcsin\left(\frac{T - D}{W}\right). \quad (2.6)$$

A distância no ar (R_{AIR}) na horizontal também pode ser calculada, Eq. (2.7), sendo a razão da altura complementar (h) sobre a tangente do ângulo de subida logo após a rotação (γ).

$$R_{AIR} = \frac{h}{\tan(\gamma)}. \quad (2.7)$$

Sabendo que a distância de decolagem (R_T) é a soma da distância percorrida em solo (R_{GND}) e da distância no ar (R_{AIR}), têm-se que:

$$R_T = R_{GND} + R_{AIR}. \quad (2.8)$$

No entanto, o tempo gasto na rotação e na transição podem ser desprezados devido ambas

ocorrerem em um curto intervalo de tempo. Portanto, o tempo total na decolagem é definido como tempo gasto até a aeronave atingir a velocidade de rotação (V_R) acrescido de 2 segundos de acordo com (ANAC/RBAC 25, 2014).

$$t_{takeoff} = t_{GND} + 2. \quad (2.9)$$

Por fim, o combustível consumido, do inglês "*fuel to takeoff*" (FTT) e o peso da aeronave após esta etapa (W_1) são calculados com base no consumo específico de combustível, do inglês "*thrust-specific fuel consumption*", referente a decolagem ($TSFC_{takeoff}$) e termos subentendidos.

$$FTT = TSFC_{takeoff} T t_{takeoff}, \quad (2.10a)$$

$$W_1 = (0,99)(0,995)W_0 - FTT. \quad (2.10b)$$

Os fatores de correção de 0,99 e 0,995 multiplicando o peso inicial da aeronave, referem-se ao momento entre a partida do motor e início de taxiamento e o momento do taxiamento até a cabeceira da pista, conforme (ROSKAM, 1985).

2.4.2 Subida

O voo de subida ou voo ascendente propulsionado corresponde a etapa entre o processo de decolagem e voo de cruzeiro, em que a aeronave ganha altitude. Para esta etapa, a inclinação da aeronave com o plano horizontal resulta no ângulo de subida (γ), que quantifica a distância percorrida verticalmente (h) em função da distância percorrida horizontalmente (R). Com este ângulo, a velocidade de voo da aeronave (V_0) pode ser decomposta paralelamente ao plano horizontal, resultando na velocidade em relação ao solo, "*ground speed*" (GS) e de maneira perpendicular ao plano horizontal, resultando na razão de subida, "*rate of climb*" (ROC). A Fig. 2.6 ilustra estes termos além de esquematizar as forças aerodinâmicas, propulsivas e decompor a força peso.

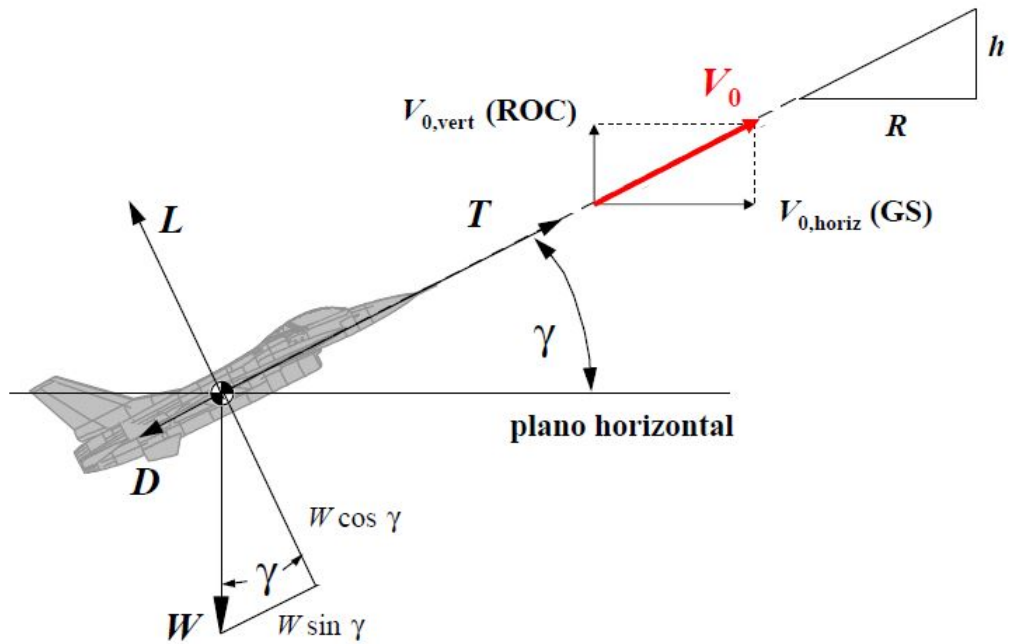


Figura 2.6: Esquema simplificado do equilíbrio no voo ascendente propulsionado (VENSON, 2013).

Para um voo ascendente, com razão de subida (*ROC*) e velocidade indicada "*indicated airspeed*" (*IAS*) conhecidos, é possível a determinação de outros parâmetros de desempenho referentes ao voo de subida.

A velocidade de voo da aeronave (V_0), do inglês "*true airspeed*" (*TAS*), é calculada pela Eq. (2.11), onde ρ_{ISA} é a densidade na condição de atmosfera padrão ($1,225 \text{ kg/m}^3$) e ρ_{FL} é a densidade no nível de voo atual da aeronave.

$$V_0 = TAS = IAS \left(\frac{\rho_{ISA}}{\rho_{FL}} \right). \quad (2.11)$$

O ângulo de subida (γ) da aeronave representa a relação entre a razão de subida (*ROC*) e a velocidade de voo da aeronave (V_0). Com este ângulo e a partir da 2ª Lei de Newton na direção da sustentação, é determinado os coeficientes de sustentação e arrasto, conforme as Eqs. (2.12).

$$\gamma = \arcsin \left(\frac{ROC}{V_0} \right), \quad (2.12a)$$

$$C_L = \frac{2W_1 \cos(\gamma)}{\rho_{FL} S V^2}, \quad (2.12b)$$

$$C_D = C_{D0} + k_2 C_L^2. \quad (2.12c)$$

onde, C_{D0} é o coeficiente de arrasto parasita e k_2 representa uma constante geométrica, ambos sendo parâmetros conhecidos.

O tempo durante a subida, "*time to climb*" (TTC), é a razão entre a variação de altitude da aeronave pela razão de subida, conforme a Eq. (2.13).

$$TTC = \frac{\Delta H}{ROC}. \quad (2.13)$$

Para a distância de subida, do inglês "*distance to climb*" (DTC), têm-se a Eq. (2.14) que representa a distância horizontal percorrida pela aeronave, calculada em função do tempo (TTC) e da velocidade em relação ao solo ou "*ground speed*" (GS).

$$DTC = TTC GS. \quad (2.14)$$

Finalmente, para o cálculo do combustível gasto na subida, do inglês "*fuel to climb*" (FTC) e o peso da aeronave após a subida (W_2), foram utilizados termos subentendidos e o consumo específico de combustível típico ($TSFC_{typical}$), conforme nas Eqs.(2.15).

$$T_{subida} = \frac{ROC W_1}{V_0}, \quad (2.15a)$$

$$FTC = TSFC_{typical} T_{subida} TTC, \quad (2.15b)$$

$$W_2 = W_1 - FTC. \quad (2.15c)$$

2.4.3 Cruzeiro

A condição de voo de cruzeiro corresponde ao voo nivelado da aeronave, em altitude e velocidade constante, para se atingir uma dada distância horizontal entre uma origem e um destino final. Nesta etapa, deve se ter equilíbrio de forças externas atuando sobre a estrutura da aeronave, ou seja, sustentação igual ao peso e tração igual ao arrasto, conforme na figura a seguir.

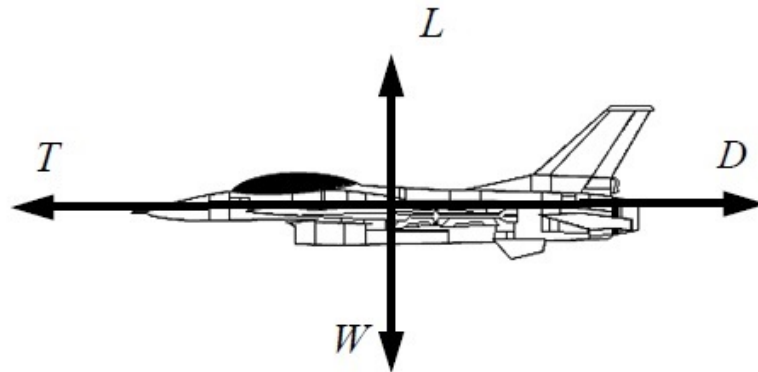


Figura 2.7: Esquema simplificado do equilíbrio de forças no voo de cruzeiro. Modificado de (VENSON, 2013).

Para a determinação da distância horizontal percorrida no voo de cruzeiro, do inglês "*range*" (R), têm-se a Equação de Breguet (RAYMER, 1992), que correlaciona os pesos inicial (W_2) e final (W_3) da etapa, os coeficientes aerodinâmicos calculados em função do peso médio da aeronave em cruzeiro, a velocidade de voo (V_0) e o consumo específico de combustível típico ($TSFC_{typical}$), conforme:

$$R = \frac{V_0 \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \ln \left(\frac{W_3}{W_2} \right)}{-g TSFC_{typical}}. \quad (2.16)$$

Como o movimento da aeronave ocorre com velocidade constante e assumindo uma trajetória reta, o tempo gasto nessa operação ($t_{cruzeiro}$) é calculado a partir do Movimento Retilíneo Uniforme - MRU. Por fim, têm-se a expressão do combustível (m_F), onde $D_{cruzeiro}$ é o arrasto da aeronave ou a tração da mesma pelo equilíbrio de momento, conforme a Eq. (2.17).

$$m_F = TSFC_{typical} D_{cruzeiro} t_{cruzeiro}, \quad (2.17)$$

2.4.4 Descida

A condição de voo descendente propulsionado de uma aeronave corresponde ao voo em descida, para redução de altitude, com os motores gerando pequena, ou quase nenhuma força propulsiva (condição de marcha-lenta do motor).

Nesta etapa, o ângulo formado entre a direção de voo e o plano horizontal é chamado de ângulo de descida ou "*descent angle*" (β). De modo semelhante ao voo de subida, este ângulo

quantifica as distâncias vertical (h) e horizontal (R), assim como as componentes da velocidade, a velocidade em relação ao solo (GS) e a razão de descida, no inglês "*rate of descent*" (ROD), como esquematizado na figura a seguir.

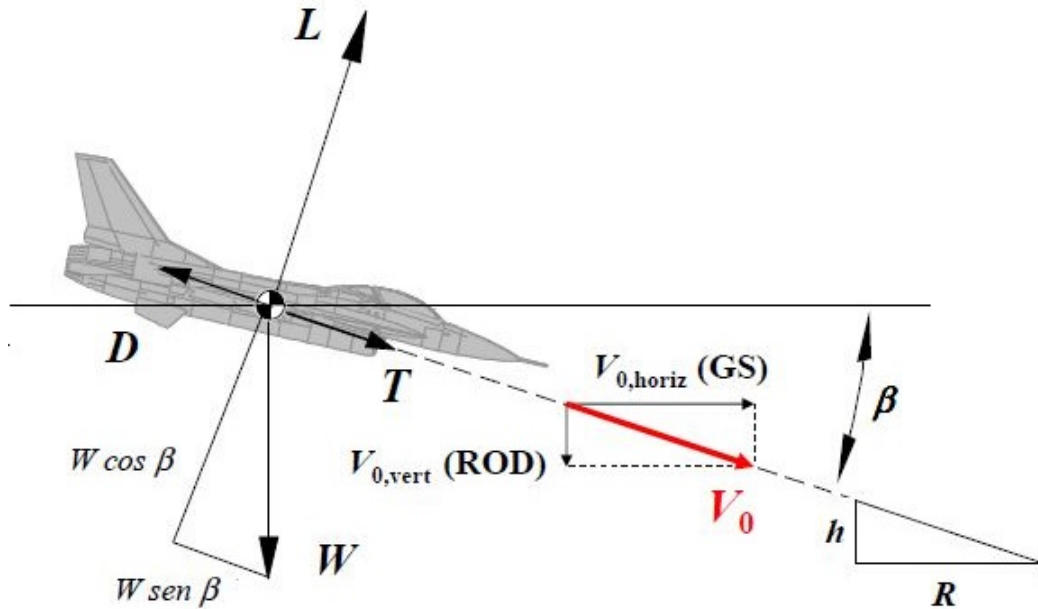


Figura 2.8: Esquema simplificado do equilíbrio no voo descendente propulsionado (VENSON, 2013).

O ângulo de descida (β) da aeronave representa a relação entre a razão de descida (ROD) e velocidade de voo da aeronave (V_0). Assim, com este ângulo e a partir da 2ª Lei de Newton na direção da sustentação, é determinado o coeficiente de sustentação, conforme as Eqs. (2.18). Como já mencionado, o coeficiente de arrasto é determinado pela Eq. (2.12)

$$\beta = \arcsin\left(\frac{ROD}{V_0}\right), \quad (2.18a)$$

$$C_L = \frac{2W_3 \cos(\beta)}{\rho_{FL} S V^2}. \quad (2.18b)$$

O tempo durante a descida ou "*time to descent*" (TTD) é a razão entre a variação de altitude da aeronave pela razão de descida. Em vista disso, a distância de descida, do inglês "*distance to descent*" (DTD), é calculada conforme as Eqs. (2.19).

$$TTD = \frac{\Delta H}{ROD}, \quad (2.19a)$$

$$DTD = TTD GS. \quad (2.19b)$$

Por fim, com o consumo específico de combustível típico ($TSFC_{typical}$) e a força de arrasto da aeronave ($D_{descida}$), foram determinados o combustível gasto na descida, "*fuel to descent*" (FTD) e o peso da aeronave após a descida (W_4), conforme nas Eqs.(2.20).

$$FTD = TSFC_{typical} D_{descida} TTD, \quad (2.20a)$$

$$W_4 = W_3 - FTD. \quad (2.20b)$$

2.4.5 Espera

Por razões de regulamentação, Requisitos Gerais de Operação para Aeronaves Civis - RBAC 91, os voos por instrumentos ou IFR (do inglês "*Instrument Flight Rules*") devem considerar combustível até o destino e uma reserva de combustível para um aeródromo alternativo mais 45 minutos para um avião, segundo (ANAC/RBAC 91, 2015).

Para esta etapa, com base no conceito de altitude de transição ou "*transition altitude*" (TA), no qual varia entre 3000 a 5000 pés, foi assumido neste trabalho que a aeronave deve estar em uma altitude de 5000 pés acima do aeroporto de aterrissagem.

Como a altitude de operação da aeronave é fixa, os cálculos de desempenho desta etapa segue o mesmo procedimento da etapa de cruzeiro, Seção (2.4.3)

2.4.6 Aterrissagem

O processo de aterrissagem corresponde a redução de velocidade da aeronave em solo, a partir de uma velocidade de aproximação em voo, até a parada completa da aeronave em solo. Para esta etapa, de acordo com (RAYMER, 1992), um fator de correção representa o processo de aterrissagem e taxiamento da aeronave, conforme a Eq.(2.21).

$$W_6 = 0.992 W_5, \quad (2.21)$$

onde W_5 é o peso da aeronave antes do processo de aterrissagem e W_6 é o peso da aeronave após a operação de taxiamento e desligamento dos motores.

CAPÍTULO III

METODOLOGIA

3.1 Aeronave de Estudo

A aeronave executiva escolhida, um Cessna Citation Excel (Modelo 560XL) conforme Fig. 3.1, classificada como *mid-size*, é um jato bimotor americano fabricada a partir da década de 1990 pela *Cessna Aircraft Company*, uma propriedade da corporação americana *Textron Company*.



Figura 3.1: Aeronave Cessna Citation Excel (Modelo 560XL) (AIRLINERS, 2018).

Alguns parâmetros desta aeronave foram reunidos na Tab. 3.1 e podem ser encontrados no site da fabricante (Cessna) e segundo os relatórios de certificação da aeronave nos Estados Unidos da América, fornecidos pelo órgão responsável (FAA,2015).

Tabela 3.1: Especificações da aeronave.

Cessna Citation Excel [Modelo 560XL]			
Parâmetro	Sigla	Valor	Unidade
Peso máximo de decolagem	MTOW	89889	<i>N</i>
Peso vazio operacional	OEW	49894	<i>N</i>
Peso máximo de combustível	MFW	30166	<i>N</i>
Tração máxima (2 motores)	T	36640	<i>N</i>
Razão de compressão do motor	<i>Bypass</i>	4,1	-
Coefficiente de sustentação máximo	C_{Lmax}	2,1	-
Coefficiente de arrasto parasita	C_{D0}	0,0228	-
Constante geométrica	k_2	0,0392	-
Área da asa	S	34,50	m^2
Envergadura	b	17,17	<i>m</i>

Os parâmetros referentes a razão de compressão do motor (*Bypass*), o coeficiente de sustentação máxima (C_{Lmax}) e o coeficiente de arrasto parasita (C_{D0}), foram supostos por análise de tendências e reversão geométrica. A constante geométrica (k_2), que representa uma relação entre aspectos geométricos da asa e do fator de Oswald, foi fornecida a partir de informações da literatura (RAYMER, 1992).

3.2 Características dos Aeroportos Utilizados

Neste trabalho, foram utilizados todos os aeroportos ou aeródromos públicos das capitais brasileiras, bem como de algumas cidades de referência, como Campinas, Londrina, Jundiaí, São José dos Campos, Uberaba e Uberlândia. Informações de identificação, como o designativo ICAO, foram reunidos assim como altitude, comprimento de pista, latitude e longitude, em conformidade com (ROTAER, 2016) e temperatura média anual, de acordo com (CLIMATE-DATA, 2018).

Essas características dos aeroportos tem efeito de correção de parâmetros de desempenho, como tração disponível na decolagem, razão de subida, velocidade de descida, entre outros, além do cálculo de distância entre aeroportos. Estes dados estão disponíveis no Apêndice A.

3.3 Modelo Computacional Implementado

O enfoque desta seção é abordar as considerações e simplificações realizadas em cada etapa da missão da aeronave, para a montagem do modelo matemático desenvolvido em rotinas com o *software* Matlab® e armazenamento de dados em Excel. Além disso, apresenta as características dos aeroportos de interesse.

O código desenvolvido, segue a seguinte em ordem: dados de desempenho de entrada inseridos; leitura de parâmetros dos aeroportos; cálculo da etapa de decolagem; cálculo da etapa de subida; cálculo da etapa de cruzeiro; e por fim, cálculo da etapa de descida.

3.3.1 Dados de Desempenho de Entrada

Os parâmetros de entrada foram estabelecidos de maneira semelhante ao fornecido no painel da aeronave, sendo em velocidades indicadas, níveis de voo, razões de subida e descida, distâncias, entre outros. A maioria destas informações em unidades usuais da aviação, conforme a seguir.

Tabela 3.2: Dados de entrada.

Parâmetro	Unidade
Nível de voo de cruzeiro	pés
Tempo de cruzeiro	min
Velocidade indicada de subida inicial	knots
Velocidade indicada de descida final	knots
Distância de subida	km
Distância de cruzeiro	km
Distância de descida	km
Razões de subida	pés/min
Razões de descida	pés/min

De forma complementar, a partir do plano de voo, a carga paga e o combustível carregado na aeronave, ambos em kilogramas, são também especificados para os dados de entrada. Os aeroportos de decolagem, aterrissagem e alternativo são definidos em função da numeração criada,

como segue no Apêndice B. O espaço para a entrada destes dados está representada na Fig.3.2

```

1 %% Universidade Federal de Uberlândia
2 % Graduação em Engenharia Aeronáutica - FEMEC
3 % "ANÁLISE DE DESEMPENHO DE UMA AERONAVE EXECUTIVA A JATO"
4 % Prof. Msc. Giuliano Gardolinski Venson
5 % Nome: Matheus Laini Garcia (11611EAR008)
6 %% Leitura de parâmetros
7 [NOME, ICAO, ~] = xlsread('Aeroportos.xlsx', 1, 'B2:D46');
8 ALTITUDE = xlsread('Aeroportos.xlsx', 1, 'E2:E46');
9 TEMPERATURA_MEDIA = xlsread('Aeroportos.xlsx', 1, 'G2:G46');
10 LATITUDE = xlsread('Aeroportos.xlsx', 1, 'H2:H46');
11 LONGITUDE = xlsread('Aeroportos.xlsx', 1, 'IG2:I46');
12 %% Dados de Entrada
13 Aeroporto_decolagem = 13; % Aeroporto para decolagem
14 Aeroporto_pouso = 44; % Aeroporto para pouso
15 Aeroporto_alternativo = 9; % Aeroporto alternativo
16 W_payload = 908; % Carga paga da aeronave [kg]
17 W_fuel = 1814; % Combustível carregado [kg]
18 v_subida_indicada_i = 250; % Velocidade inicial indicada na subida [kts]
19 ROC_ft_i = 3000; % Razão de subida inicial [ft/min]
20 ROC_ft_f = 1200; % Razão de subida final [ft/min]
21 d_subida = 115; % Distância horizontal na subida [km]
22 FL_cruzeiro = 35000; % Altitude para voo de cruzeiro [ft]
23 d_cruzeiro = 482; % Distância no cruzeiro [km]
24 t_cruzeiro = 50; % Tempo no cruzeiro [min]
25 v_descida_indicada_f = 180; % Velocidade final indicada na descida [kts]
26 ROD_ft_i = 3000; % Razão de descida inicial [ft/min]
27 ROD_ft_f = 1200; % Razão de descida final [ft/min]
28 d_descida = 167; % Distância horizontal na descida [km]

```

Figura 3.2: Espaço dos dados de entrada.

3.3.2 Distância entre Aeroportos

Como dado de entrada do código, os aeroportos de decolagem, aterrissagem e alternativo são fornecidos e a partir do banco de dados criado, com informações de latitude e longitude, a distância entre eles é calculada, conforme equação a seguir (SUN EARTH TOOLS, 2018).

$$distancia(A, B) = R \arccos [\sin(x_A) \sin(x_B) + \cos(x_A) \cos(x_B) \cos(y_A - y_B)], \quad (3.1)$$

onde $A(x_A, y_A)$ e $B(x_B, y_B)$, representa os aeroportos com suas devidas coordenadas de latitude e longitude, dadas em graus, e R o raio do planeta Terra, com valor de 6372,7955 km.

3.3.3 Estrutura do Modelo Matemático

Inicialmente, para a etapa de decolagem, de conhecimento da velocidade de rotação (V_R) e da aceleração (a_T), foi realizado um método iterativo, utilizando o comando "while", para o cálculo da distância percorrida em solo (R_{GND}) e o tempo gasto (t_{GND}). Para isso, admitiu-se o Movimento Retilíneo Uniformemente Variado - MRUV, com o auxílio das forças de sustentação e arrasto. O intervalo de tempo foi imposto de 0,1 segundos, considerado necessário para um aceitável cálculo dos parâmetros.

Na sequência, no processo de subida o intervalo de altitude foi dividido em 100 partes iguais, visando a precisão nos cálculos. Este processo foi necessário pelo fato da aeronave não realizar um voo ascendente apenas com uma razão de subida, além do cálculo iterativo das forças aerodinâmicas, propulsivas, distância horizontal, pesos da aeronave e do combustível consumido em função das propriedades do ar. Ainda, utilizando o comando "while", foi realizado um método iterativo para o cálculo da velocidade final no voo de subida, pela convergência da distância calculada e distância de referência. O fluxograma esquemático desse procedimento de cálculo no voo de subida, está representado a seguir com as principais variáveis.

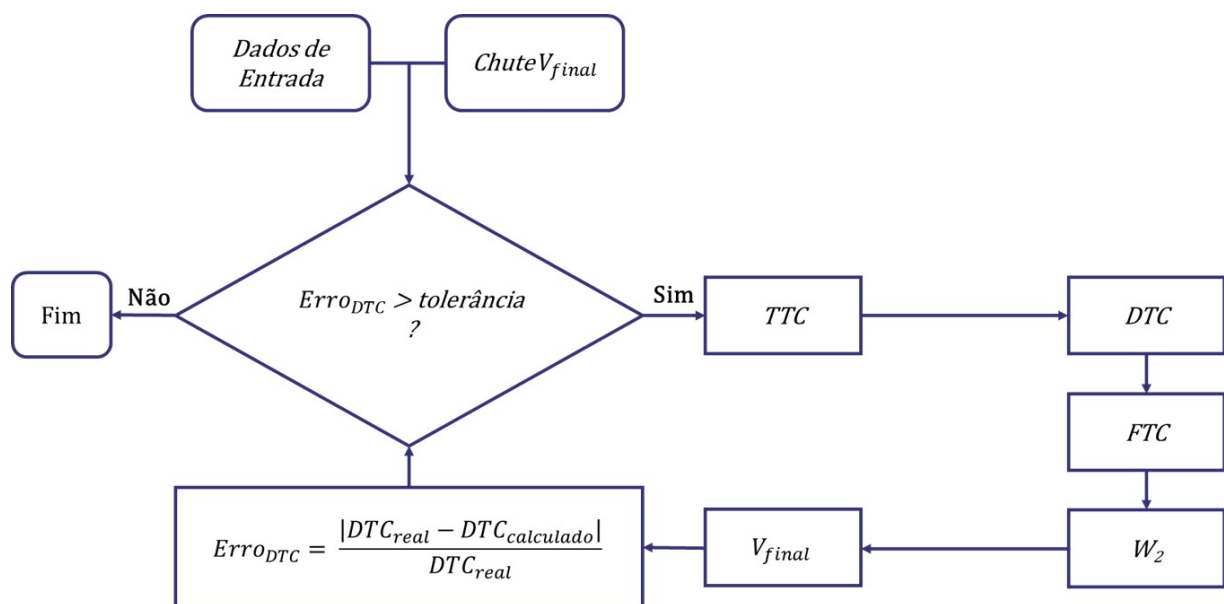


Figura 3.3: Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de subida.

Em seguida, os processos de cruzeiro e descida, foram também divididos em 100 partes uniformes e obtidos através de método iterativo, utilizando o comando "while". De conhecimento dos tempos e distâncias de referência em cada etapa, foi imposta uma velocidade inicial e realizada a convergência do tempo e distância calculados, no caso do cruzeiro e a convergência da distância calculada, no caso da descida. O fluxograma esquemático desses procedimentos de cálculo no voo de cruzeiro e descida, estão representados na Fig.3.4 e Fig.3.5 respectivamente, ambas com as principais variáveis.

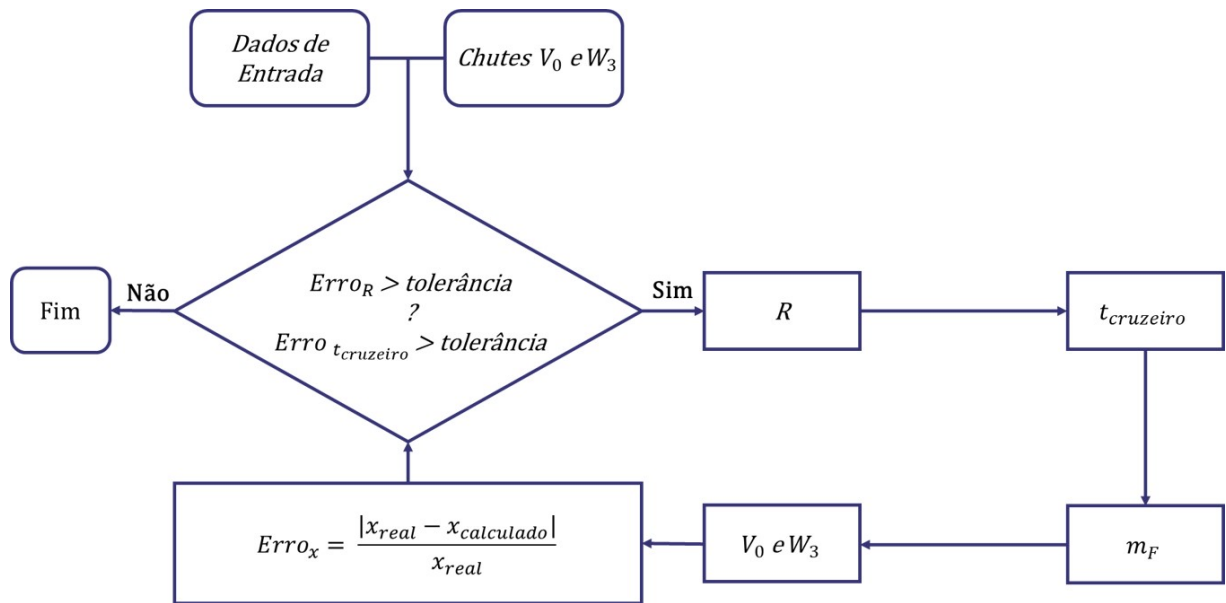


Figura 3.4: Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de cruzeiro.

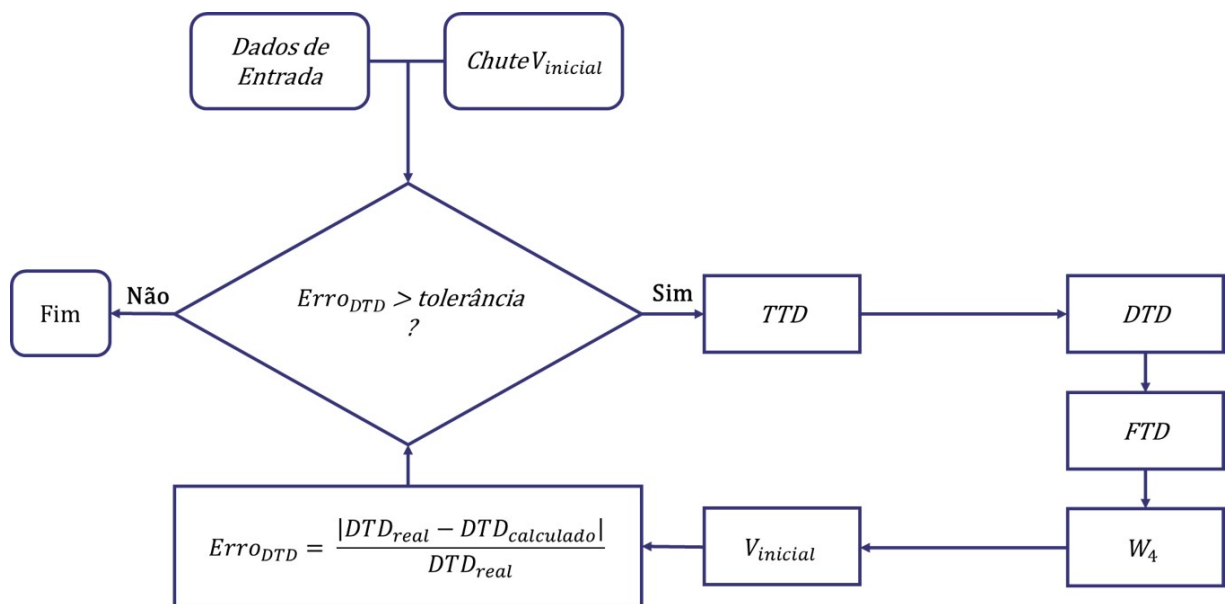


Figura 3.5: Fluxograma esquemático do procedimento de cálculo na etapa de descida.

Para as etapas de subida, cruzeiro e descida, na convergência com os valores de referência, foi admitida uma tolerância de 10^{-3} no cálculo do erro relativo para cada parâmetro como critério de parada. Neste trabalho, a etapa de espera não foi admitida pois não houve esta etapa nos voos reais de referência.

3.4 Voos Reais de Referência

Para esta seção, com a colaboração do comandante e co-piloto foram coletadas informações de desempenho através do painel da aeronave Cessna Citation Excel (Modelo 560XL) em voos reais. Estas informações, serviram para confrontar com o modelo computacional simplificado desenvolvido.

3.4.1 Voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP

Com decolagem do Aeroporto Tenente Coronel Aviador César Bombonato (Uberlândia-MG), aterrissagem no Aeroporto Estadual de Jundiaí (Jundiaí-SP) e alternativa em Viracopos (Campinas-SP), o perfil do voo foi considerado atípico. Conforme esquematizado na Fig. 3.6, o voo teve interrupção no processo de subida (Cruzeiro 1) além de uma etapa de cruzeiro a baixa altitude (Cruzeiro 3).

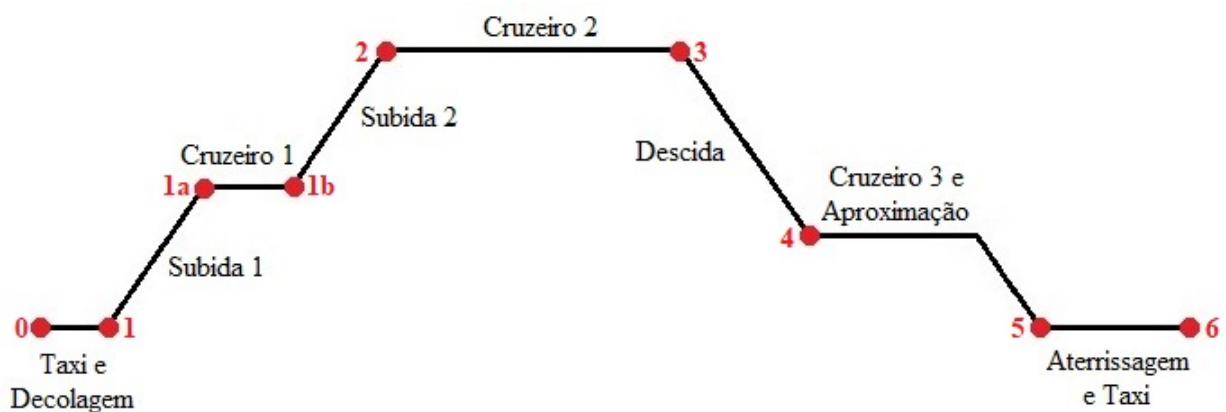


Figura 3.6: Perfil esquemático do voo Uberlândia-Jundiaí (sem escala).

Neste voo, partindo de Uberlândia-MG (ponto A), a aeronave teve a subida interrompida, permanecendo por 2 minutos no FL080 (Cruzeiro 1). Após o voo de cruzeiro no FL340 (Cruzeiro 2), a aeronave se localizava em Araraquara-SP (ponto B), onde iniciou a descida com razão de descida de 3000 ft/min até o FL040, alcançado sobre Rio das Pedras-SP (ponto C). Em seguida,

um novo voo de cruzeiro (Cruzeiro 3) foi realizado até o destino Jundiaí-SP (ponto D), como representado na Fig. 3.7.

As informações coletadas referentes a cada etapa, estão dispostas na Tab. 4.1 de maneira detalhada.

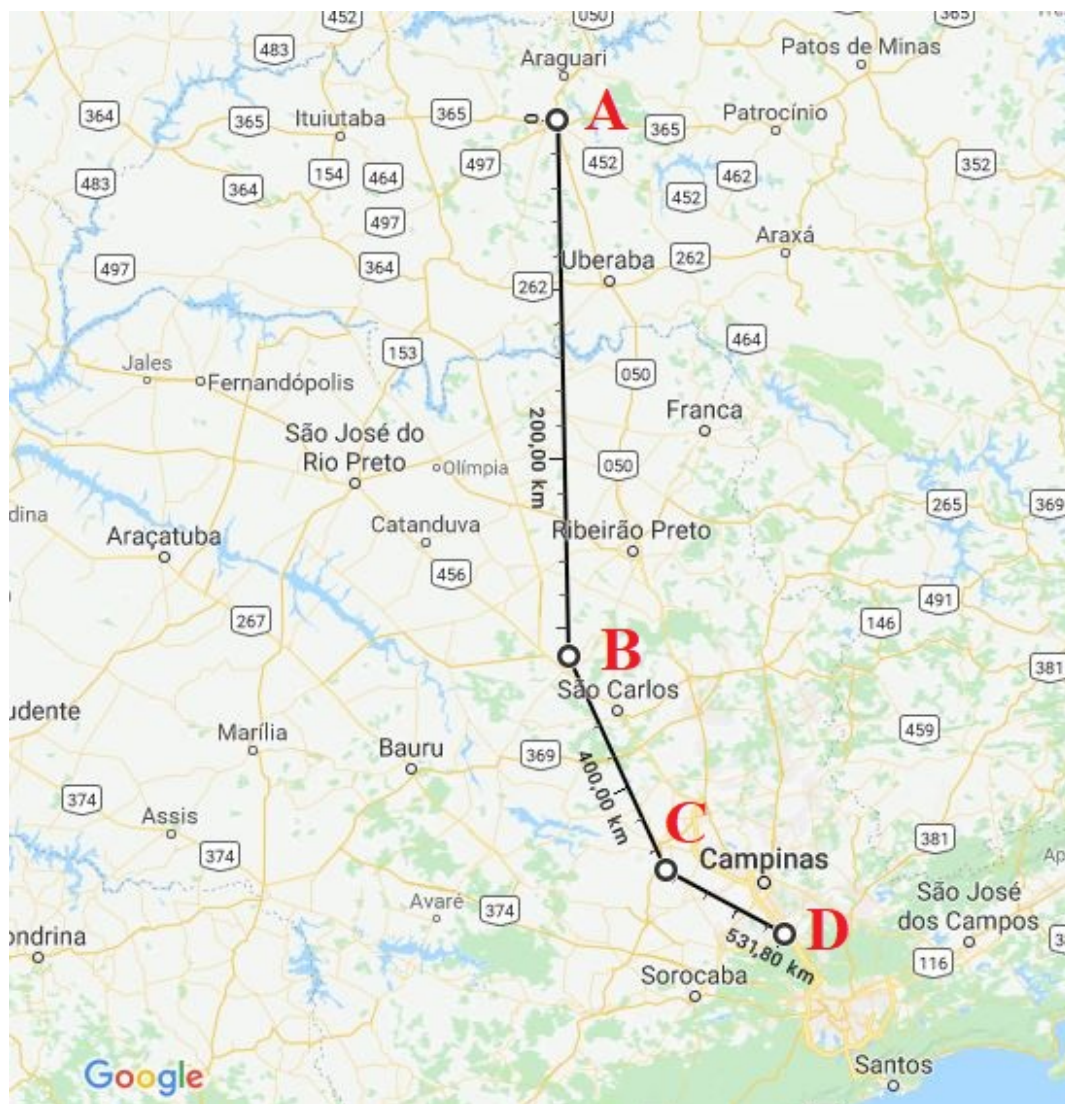


Figura 3.7: Representação esquemática do voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP (GOOGLE MAPS, 2018).

3.4.2 Voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR

Com decolagem do Aeroporto Estadual de Jundiaí (Jundiaí-SP), aterrissagem no Aeroporto Afonso Pena (Curitiba-PR) e alternativa no Aeroporto Governador José Richa (Londrina-PR), o perfil do voo foi considerado típico, conforme na figura a seguir.

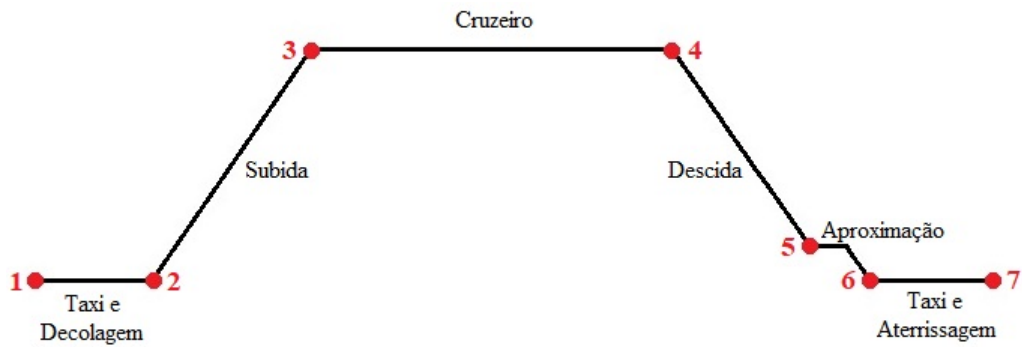


Figura 3.8: Perfil esquemático do voo Jundiaí-Curitiba (sem escala).

No voo, a aeronave decola de Jundiaí-SP (ponto A) e pousa em Curitiba-PR (ponto B) mas a distância de voo, totalizando 389 km é diferente da distância em linha reta entre as cidades, com valor de 345,52 km. Esta diferença de 43,48 km pode ser explicada pelo fato dos corredores de voo, tempos adversos, manobras, comando da torre, entre outros.

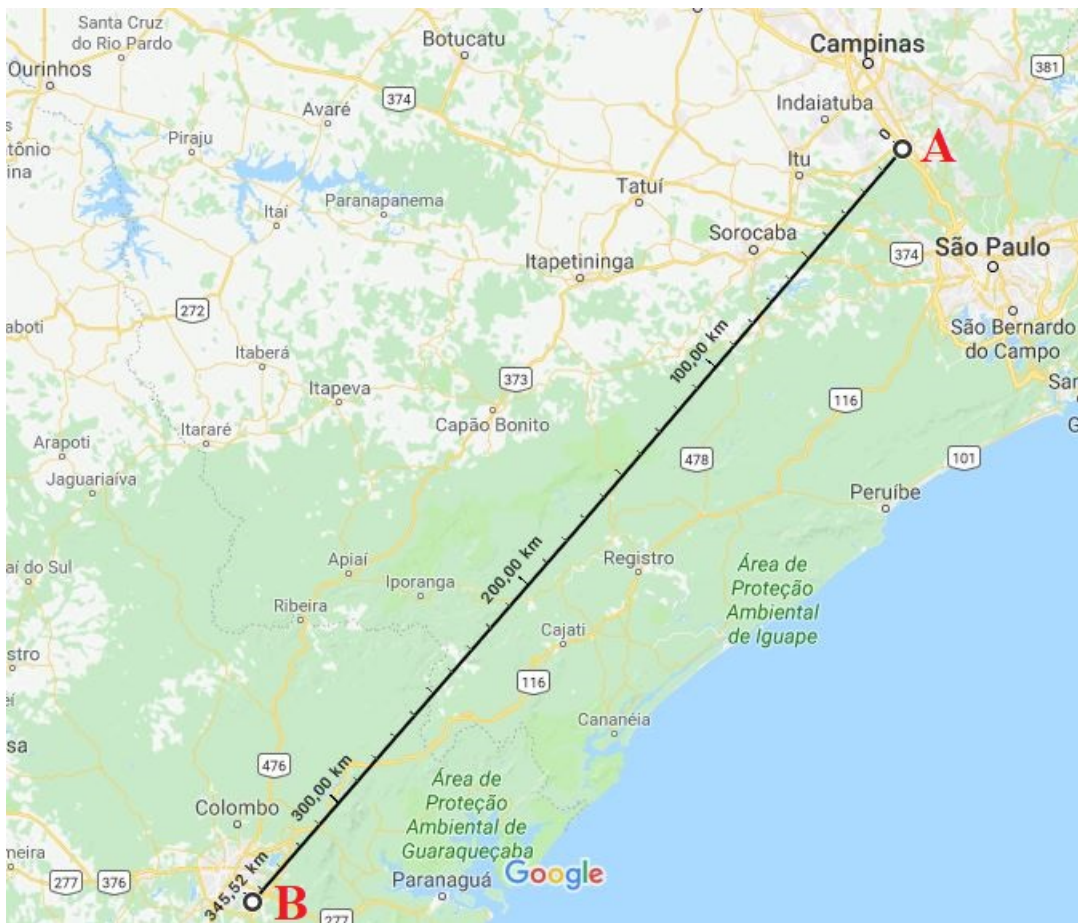


Figura 3.9: Representação esquemática do voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR (GOOGLE MAPS, 2018).

As informações coletadas referentes a cada etapa, estão dispostas na Tab. 4.2 de maneira detalhada.

3.4.3 Voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG

Com decolagem do Aeroporto Afonso Pena (Curitiba-PR), aterrissagem no Aeroporto Tenente Coronel Aviador César Bombonato (Uberlândia-MG) e alternativa no Aeroporto Mario de Almeida Franco (Uberaba-MG), o perfil do voo foi considerado típico, conforme na Fig. 3.10. Os dados coletados estão disponíveis na Tab. 4.3 detalhadamente para cada etapa.

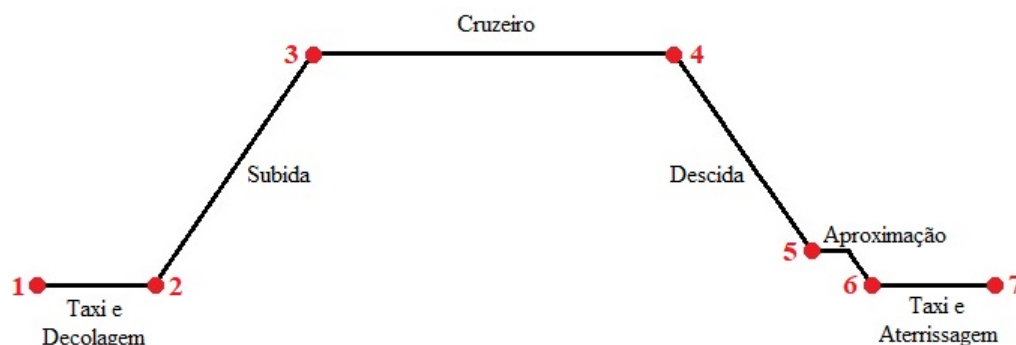


Figura 3.10: Perfil esquemático do voo Curitiba-Uberlândia (sem escala).

Para este voo, a decolagem de Curitiba-PR (ponto A) e aterrissagem em Uberlândia-MG (ponto B) teve uma distância 763 km, diferente da distância em linha reta, de 745,43 km entre as cidades, explicado também devido as situações adversas.

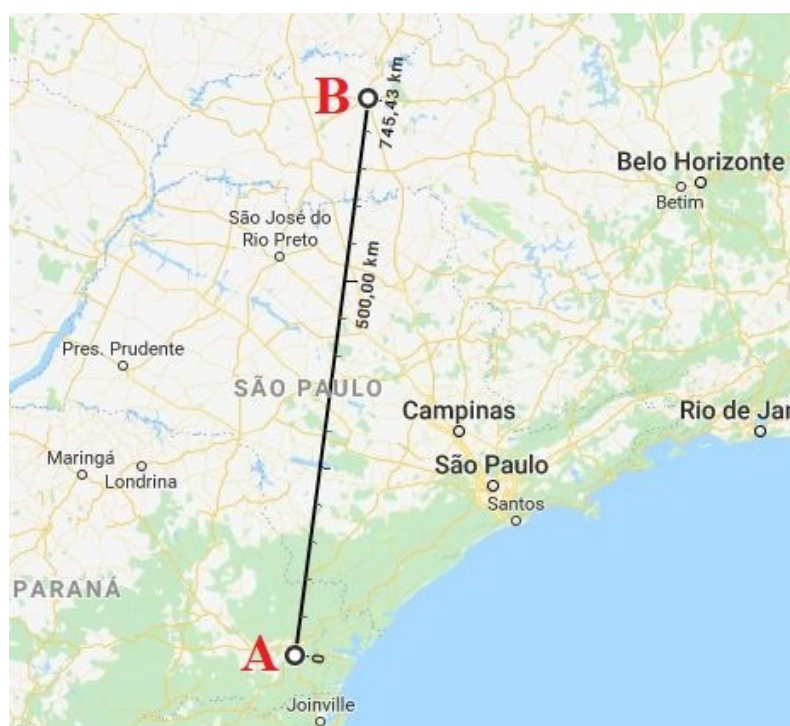


Figura 3.11: Representação esquemática do voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG (GOOGLE MAPS, 2018).

CAPÍTULO IV

RESULTADOS

Os resultados obtidos com o modelo computacional desenvolvido, comparados com os valores de referência, estão dispostos para cada voo seguidos de uma discussão.

4.1 Resultados Obtidos para o Voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP

Tabela 4.1: Informações em cada etapa no voo Uberlândia/MG-Jundiaí/SP.

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Geral		
Combustível carregado	1451 kg	1451 kg
Combustível utilizado	694 kg	722 kg
Tempo total	61 min	50 min 18 seg
Carga paga	100 kg	100 kg
Subida 1		
Razão de subida	3500 ft/min	3500 ft/min
Velocidade	502,95 km/h	502,95 km/h
Cruzeiro 1		
Velocidade	502,95 km/h	502,95 km/h
Nível de voo	FL080	FL080

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Tempo	2 min	2 min
Subida 2		
Razão de subida inicial	3500 ft/min	3500 ft/min
Razão de subida final	1500 ft/min	1500 ft/min
Velocidade inicial	502,95 km/h	502,95 km/h
Velocidade final	793,54 km/h	793,54 km/h
Subida 1 + Cruzeiro 1 + Subida 2		
Tempo gasto	15 min	14 min 24 seg
Combustível utilizado	295 kg	262 kg
Distância percorrida	166,68 km	184,24 km
Cruzeiro 2		
Velocidade	Mach 0,74	Mach 0,74
Nível de voo	FL340	FL340
Tempo	14 min	11 min 50 seg
Combustível utilizado	116 kg	113 kg
Descida		
Razão de descida	3000 ft/min	3000 ft/min
Velocidade indicada	180 kts	180 kts
Tempo	13 min	14 min 24 seg
Cruzeiro 3		
Velocidade	354 km/h	354 km/h
Nível de voo	FL040	FL040
Tempo	19 min	14 min
Descida + Cruzeiro 3 + Aterrissagem		
Combustível utilizado	283 kg	242 kg

Analisando os dados deste voo, verifica-se que o maior erro relativo entre o valor simulado e o valor real está na etapa "Cruzeiro 3", compreendida entre a etapa de descida e a aterrissagem. O erro relativo de 26,32% no tempo, pode ser explicado pelo fato de após este cruzeiro a baixa altitude, a aeronave inicia o procedimento de aproximação e aterrissagem, uma situação mais delicada aos pilotos e que o dado fornecido pode ter sido informado com antecedência. Este erro também afetou significativamente na comparação do tempo total do voo, atribuindo um erro de 17,57% ao parâmetro.

Outros erros relevantes, foram referentes aos tempos no voo no "Cruzeiro 2", etapa entre o término da etapa de subida e a descida com 15,29% e no voo de "Descida" com 10,92%. Esses erros estão associados aos efeitos de ventos não considerados no modelo e a descida não homogênea, respectivamente.

Na sequência, outros erros consideráveis estão na primeira parte do voo, o voo de "Subida 1 + Cruzeiro 1 + Subida 2", referente ao combustível e a distância, com erros de 11,19% e 10,54%, respectivamente. Estes erros podem ser explicados devido a interrupção no voo de subida pela torre de controle, podendo ocasionar em uma aceleração e manobra adversa na aeronave, afetando os dados coletados. Demais erros, com valores de até 5% não foram discutidos por serem aceitáveis.

4.2 Resultados Obtidos para o Voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR

Tabela 4.2: Informações em cada etapa no voo Jundiaí/SP-Curitiba/PR.

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Geral		
Combustível carregado	2495 kg	2495 kg
Combustível utilizado	704 kg	705,10 kg
Tempo total	43 min	45 min
Carga paga	454 kg	454 kg
Subida		
Razão de subida inicial	2500 ft/min	2500 ft/min
Razão de subida final	1200 ft/min	1200 ft/min

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Tempo	15 min	16 min 42 seg
Velocidade inicial	180 kts	180 kts
Distância percorrida	203,72 km	206,03 km
Taxiamento + Decolagem + Subida		
Combustível utilizado	386 kg	427 kg
Cruzeiro		
Nível de voo	FL320	FL320
Tempo	13 min	12 min 54 seg
Combustível utilizado	159 kg	106,10 kg
Distância percorrida	150 km	150,10 km
Descida		
Razão de descida inicial	3000 ft/min	3000 ft/min
Razão de descida final	1200 ft/min	1200 ft/min
Velocidade final	180 kts	180 kts
Distância percorrida	111,12 km	113,12 km
Tempo	15 min	15 min 30 seg
Descida + Aterrissagem + Taxiamento		
Combustível utilizado	159 kg	172 kg

Examinando os dados deste voo, observa-se que no voo de "Cruzeiro" o erro relativo referente ao combustível com 33,27% é o maior valor. O erro nesta etapa pode ser proveniente da aceleração dos motores e efeitos de ventos, parâmetros não admitidos no modelo desenvolvido.

Analisando também o combustível no "Taxiamento + Decolagem + Subida", com erro relativo de 10,62%, este pode ser explicado principalmente pela consideração de um voo ascendente homogêneo no modelo, assim como o erro relativo de 11,07% no tempo gasto na "Subida". Explicado da mesma maneira porém para um voo descendente, foi o erro no combustível de 8,18% na

"Descida + Aterrissagem + Taxiamento".

Como os erros referentes aos combustíveis citados acima foram, maiores e menores que os valores de referência, ocasionou-se em um erro desprezível no combustível total utilizado. Demais erros relativos não ultrapassaram 5% e não foram discutidos.

4.3 Resultados Obtidos para o Voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG

Tabela 4.3: Informações em cada etapa no voo Curitiba/PR-Uberlândia/MG.

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Geral		
Combustível carregado	1814 kg	1814 kg
Combustível utilizado	930 kg	887,20 kg
Tempo total	79 min	81 min 36 seg
Carga paga	908 kg	908 kg
Subida		
Razão de subida inicial	3000 ft/min	3000 ft/min
Razão de subida final	1200 ft/min	1200 ft/min
Tempo	14 min	16 min 18 seg
Velocidade inicial	250 kts	250 kts
Distância percorrida	114,82 km	116,13 km
Taxiamento + Decolagem + Subida		
Combustível utilizado	340 kg	350 kg
Cruzeiro		
Nível de voo	FL350	FL350
Tempo	50 min	49 min 54 seg
Combustível utilizado	363 kg	305,20 kg
Distância percorrida	481,52 km	486,76 km
Descida		

Parâmetros	Voo Real	Voo Simulado
Razão de descida inicial	3000 ft/min	3000 ft/min
Razão de descida final	1200 ft/min	1200 ft/min
Velocidade final	180 kts	180 kts
Distância percorrida	166,68 km	165,34 km
Tempo	15 min	15 min 24 seg
Descida + Aterrissagem + Taxiamento		
Combustível utilizado	227 kg	232 kg

Observando os resultados confrontados deste voo, obteve-se um erro máximo no voo de "Subida". O erro relativo de 16,43% no tempo gasto nesta etapa pode ser explicado pelo voo ascendente homogêneo considerado.

Um outro erro relevante, com 15,92% no combustível na etapa de "Cruzeiro", se deve pelo efeito dos ventos não implementado no modelo.

Este voo de referência foi o que apresentou menor magnitude de erros relativos já que demais erros relativos não ultrapassaram 5% e não foram discutidos.

CAPÍTULO V

CONCLUSÕES

Dentre as conclusões deste trabalho, têm-se que o modelo matemático que foi implementado consegue reproduzir a ordem de grandeza dos resultados com desvios máximos da ordem de 30%.

Apesar das simplificações utilizadas no modelo matemático, como por exemplo, polar de arrasto, consumo específico de combustível, não consideração do vento, subidas e descidas não homogêneas, mesmo assim, com todas essas considerações, foi aceitável os resultados obtidos.

O valor do erro relativo máximo encontrado, foi na etapa de cruzeiro, no qual a aeronave atinge sua maior altitude e velocidade em voo, e os efeitos de ventos e correções com a atmosfera são pertinentes necessitando de um refinamento do modelo.

A principal contribuição desse trabalho é fornecer informações que facilitem a compreensão do desempenho de voo da aeronave e concluir que é possível reproduzir um perfil de voo com precisão admissível.

O presente trabalho sugere como perspectivas os seguintes encaminhamentos:

- Implementar o modelo de equacionamento de aterrissagem;
- Criar um critério para voos ascendentes e descendentes não homogêneos;
- Simulação via *software* para obtenção preciso do coeficiente de arrasto parasita;
- Implementar um modelo para consideração dos efeitos de ventos;
- Maior detalhamento nos parâmetros coletados nos voos de referência.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AIRLINERS. Cessna 560XL Citation Excel, 2018. Disponível em: <<http://www.airliners.net/photo/Cessna-560XL-Citation/2212387/L>>. Acesso em: 26 mai. 2018.
- ANAC - AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. [S.l.]: Regulamento Brasileiro da Aviação Civil n. 25: Requisitos de Aeronavegabilidade: Aviões Categoria Transporte, 2014.
- ANAC - AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. [S.l.]: Regulamento Brasileiro da Aviação Civil n. 91: Regras Gerais de Operação para Aeronaves Civis, 2015.
- ANDERSON, J. D. *Aircraft performance and design*. [S.l.]: McGraw-Hill Science/Engineering/Math, 1999.
- CITATION XLS+. Cessna - Textron Aviation. Disponível em: <http://cessna.txtav.com/citation/xls#_model-exterior>. Acesso em: 30 mar. 2018.
- CLIMATE-DATA.ORG. Dados Climáticos para Cidades Mundiais. Disponível em: <<https://pt.climate-data.org/>>. Acesso em: 11 mar. 2018.
- DEPARTAMENTO DE CONTROLE DO ESPAÇO AÉREO. [S.l.]: ICA 100-12 "Regras do Ar", 2006.
- GOOGLE MAPS. Ferramenta de edição de imagem, 2018. Disponível em: <<https://www.google.com.br/maps>>. Acesso em: 21 jun. 2018.
- IBA - INSTITUTO BRASILEIRO DE AVIAÇÃO. Anuário Brasileiro de Aviação Civil, 2017. Disponível em: <<http://institutoaviacao.org/anuario>>. Acesso em: 11 abr. 2018.
- OATES, G. C. *Aerothermodynamics of gas turbine and rocket propulsion*. [S.l.]: Aiaa, 1997.
- RAYMER, D. P. *Aircraft design. A conceptual approach*. [S.l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Washington, DC, 1992.
- ROSKAM, J. *Airplane design*. [S.l.]: DARcorporation, 1985.
- ROTAER. Departamento de Controle do Espaço Aéreo, 2016. Disponível em: <<https://static.aisweb.decea.gov.br/publicacoes/ROTAER/08-ADA95C65-88D3-4704-94F94C7D35BD4DC1.pdf>>. Acesso em: 10 mar. 2018.
- SUN EARTH TOOLS. Distância, 2018. Disponível em: <https://www.sunearthtools.com/pt/tools/distance.php#help_Format>. Acesso em: 16 mar. 2018.

TYPE CERTIFICATE DATA SHEET NO. A22CE. Federation Aviation Administration, 2015. Disponível em: <[http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/1d2bbfb6af099a8d86257ea400543401/\\$FILE/A22CE_Rev_67.pdf](http://rgl.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgMakeModel.nsf/0/1d2bbfb6af099a8d86257ea400543401/$FILE/A22CE_Rev_67.pdf)>. Acesso em: 30 mar. 2018.

VENSON, G. G. *Material de aula da disciplina: Desempenho de Aeronaves*. [S.l.: s.n.], 2013.

APÊNDICE A - Características dos aeroportos

Tabela A-1: Características dos aeroportos.

CIDADES	ICAO	ALTITUDE [m]	COMP. PISTA [m]	TEMP. MÉDIA [°C]	LAT. [°]	LONG. [°]
Aracaju - SE	SBAR	7	2200	25,6	-10,9840	-37,0703
Belém - PA	SBBE	17	2800	26,8	-1,3792	-48,4763
Belém - PA	SBJC	16	1106	26,8	-1,4142	-48,4607
Belo Horizonte - MG	SBBH	789	2540	20,5	-19,8512	-43,9506
Belo Horizonte - MG	SBCF	827	3000	20,5	-19,6337	-43,9689
Belo Horizonte - MG	SBPR	928	928	20,5	-19,9092	-43,9907
Boa Vista - RR	SBBV	84	2700	27,2	2,8463	-60,6901
Brasília - DF	SBBR	1066	3300	21,1	-15,8711	-47,9186
Campinas - SP	SBKP	657	3240	19,3	-23,0074	-47,1345
Campo Grande - MS	SBCG	559	2600	23,4	-20,4687	-54,6725
Cuiabá - MT	SBCY	188	2300	26,1	-15,6529	-56,1167
Curitiba - PR	SBBI	932	1390	17,1	-25,4051	-49,2320
Curitiba - PR	SBCT	911	2218	17,1	-25,5285	-49,1758
Florianópolis - SC	SBFL	5	2300	20,1	-27,6705	-48,5472
Fortaleza - CE	SBFZ	25	2545	26,3	-3,7763	-38,5326
Goiânia - GO	SBGO	747	2500	23,1	-16,6320	-49,2207
João Pessoa - PB	SBJP	66	2515	25,2	-7,1484	-34,9507
Jundiaí - SP	SBJD	757	1400	18,5	-23,1817	-46,9436
Londrina - PR	SBLO	569	2100	20,9	-23,3336	-51,1301
Macapá - AP	SBMQ	17	2100	27	0,0507	-51,0722
Maceió - AL	SBMO	118	2602	24,7	-9,5108	-35,7917
Manaus - AM	SBEG	80	2700	27,4	-3,0386	-60,0497
Natal - RN	SBNT	52	2600	25,8	-5,9083	-35,2492

CIDADES	ICAO	ALTITUDE [m]	COMP. PISTA [m]	TEMP. MÉDIA [°C]	LAT. [°]	LONG. [°]
Palmas - TO	SBPJ	236	2500	26,7	-10,2915	-48,3570
Porto Alegre - RS	SBPA	3	2280	19,5	-29,9944	-51,1714
Porto Velho - RO	SBPV	88	2400	26	-8,7093	-63,9023
Recife - PE	SBRF	10	3007	25,8	-8,1268	-34,9230
Rio Branco - AC	SBRB	193	2158	26,2	-9,8692	-67,8941
Rio de Janeiro - RJ	SBGL	9	4000	23,2	-22,8100	-43,2506
Rio de Janeiro - RJ	SBJR	3	900	23,2	-22,9867	-43,3719
Rio de Janeiro - RJ	SBRJ	3	1323	23,2	-22,9105	-43,1631
Salvador - BA	SBSV	20	1518	25,2	-12,9110	-38,3310
S. J. Campos - SP	SBSJ	646	2676	19,4	-23,2282	-45,8627
São Luís - MA	SBSL	54	2386	27	-2,5869	-44,2361
São Paulo - SP	SBGR	750	3700	18,5	-23,4356	-46,4731
São Paulo - SP	SBMT	722	1600	18,5	-23,5091	-46,6378
São Paulo - SP	SBSP	802	1940	18,5	-23,6267	-46,6554
Teresina - PI	SBTE	67	2200	27,6	-5,0599	-42,8235
Uberaba - MG	SBUL	809	1759	22,3	-19,7649	-47,9648
Uberlândia - MG	SBUL	943	1950	21,5	-18,8828	-48,2256
Vitória - ES	SBVT	3	1750	24,8	-20,2581	-40,2864

APÊNDICE B - Numeração dos aeroportos

Tabela B-2: Numeração dos aeroportos.

Nº	CIDADES	AEROPORTO	ICAO
2	Aracaju - SE	Santa Maria	SBAR
3	Belém - PA	Val de Cans/Julio Ribeiro	SBBE
4	Belém - PA	Brigadeiro Protasio de Oliveira	SBJC
5	Belo Horizonte - MG	Pampulha - Carlos Drummond de Andrade	SBBH
6	Belo Horizonte - MG	Tancredo Neves	SBCF
7	Belo Horizonte - MG	Carlos Prates	SBPR
8	Boa Vista - RR	Atlas Brasil Cantanhede	SBBV
9	Brasília - DF	Presidente Juscelino Kubitschek	SBBR
10	Campinas - SP	Viracopos	SBKP
11	Campo Grande - MS	Campo Grande	SBCG
12	Cuiabá - MT	Marechal Rondon	SBCY
13	Curitiba - PR	Bacacheri	SBBI
14	Curitiba - PR	Afonso Pena	SBCT
15	Florianópolis - SC	Hercilio Luz	SBFL
16	Fortaleza - CE	Pinto Martins	SBFZ
17	Goiânia - GO	Santa Genoveva	SBGO
18	João Pessoa - PB	Presidente Castro Pinto	SBJP
19	Jundiaí - SP	Aeroporto Estadual de Jundiaí	SBJD
20	Londrina - PR	Governador José Richa	SBLO
21	Macapá - AP	Alberto Alcolumbre	SBMQ
22	Maceió - AL	Zumbi dos Palmares	SBMO
23	Manaus - AM	Eduardo Gomes	SBEG
24	Natal - RN	Augusto Severo	SBNT
25	Palmas - TO	Brigadeiro Lysias Rodrigues	SBPJ
26	Porto Alegre - RS	Salgado Filho	SBPA

Nº	CIDADES	AEROPORTO	ICAO
27	Porto Velho - RO	Governador Jorge Teixeira de Oliveira	SBPV
28	Recife - PE	Guararapes-Gilberto Freyre	SBRF
29	Rio Branco - AC	Placido de Castro	SBRB
30	Rio de Janeiro - RJ	Galeao-Antonio Carlos Jobim	SBGL
31	Rio de Janeiro - RJ	Jacarepagua-Roberto Marinho	SBJR
32	Rio de Janeiro - RJ	Santos Dumont	SBRJ
33	Salvador - BA	Deputado Luis Eduardo Magalhaes	SBSV
34	S. J. Campos - SP	Prof. Urbano Ernesto Stumpf	SBSJ
35	São Luís - MA	Marechal Cunha Machado	SBSL
36	São Paulo - SP	Guarulhos - Governador Andre Franco Montoro	SBGR
37	São Paulo - SP	Campo de Marte	SBMT
38	São Paulo - SP	Congonhas	SBSP
39	Teresina - PI	Senador Petronio Portella	SBTE
40	Uberaba - MG	Mario de Almeida Franco	SBUR
41	Uberlândia - MG	Ten.-Cel.-Av. César Bombonato	SBUL
42	Vitória - ES	Eurico de Aguiar Salles	SBVT