

Flávio Gustavo Ribeiro Freitas

Otimização do Desempenho em
Decolagem de Aeronaves

ITA
2004

Dissertação apresentada à Pró-Reitoria de Pesquisa e Pós-Graduação do Instituto Tecnológico de Aeronáutica, como parte dos requisitos para obtenção do título de Mestre em Engenharia Aeronáutica, do Programa de Mestrado Profissionalizante do Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Área Aerodinâmica, Propulsão e Energia.

Flávio Gustavo Ribeiro Freitas

**Otimização do Desempenho em
Decolagem de Aeronaves**

Dissertação aprovada em sua versão final pelos abaixo assinados:

.....
Prof. Pedro Paglione
Orientador (ITA)

.....
Eng. Rogério Alves Lutterbach
Co-Orientador (EMBRAER)

.....
Prof. Homero Santiago Maciel
Pró-Reitor de Pesquisa e Pós-Graduação

Campo Montenegro
São José dos Campos, SP – Brasil

2004

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

Freitas, Flávio G. R.

Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves / Flávio Gustavo Ribeiro Freitas.
São José dos Campos, 2004.
138f.

Dissertação de Mestrado Profissionalizante – Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica –
Área de Aerodinâmica, Propulsão e Energia – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2004. Orientador:
Prof. Dr. Pedro Paglione, Co-Orientador: Eng. Rogério Alves Lutterbach.

1. Otimização. 2. Controle Paramétrico. 3. Controle Ótimo. 4. Desempenho Ótimo. 5. Desempenho
em Decolagem. I. Centro Técnico Aeroespacial. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de
Engenharia Mecânica-Aeronáutica. II. Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves.

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

Freitas, Flávio G. R. **Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves**. 2004.
138f. Dissertação de Mestrado Profissionalizante – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São
José dos Campos.

CESSÃO DE DIREITOS

NOME DO AUTOR: Flávio Gustavo Ribeiro Freitas

TÍTULO DO TRABALHO: Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves.

TIPO DO TRABALHO/ANO: Dissertação de Mestrado Profissionalizante / 2004

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

Flávio Gustavo Ribeiro Freitas
Rua Doutor José Mariano, 383.
CEP 55.002-000
Caruaru - PE

Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves

Flávio Gustavo Ribeiro Freitas

Composição da Banca Examinadora:

Prof. Pedro Paglione	Presidente - ITA
Prof. Pedro Paglione	Orientador - ITA
Eng. Rogério Alves Lutterbach	Co-Orientador - EMBRAER
Prof. Luiz Carlos Sandoval Góes	ITA
Dr. Marcelo Curvo	EMBRAER
Dr. Bento Silva de Mattos	EMBRAER

Sumário

1. Introdução	1
1.1 Visão geral do problema	1
1.2 Descrição da aeronave CJI	4
2. Descrição do Processo de Decolagem	7
2.1 Velocidades de decolagem	7
2.2 Fases da decolagem	11
2.3 Segmentos de decolagem	13
2.4 Desempenho de decolagem	15
3. Descrição do Processo de Otimização	17
3.1 Simulação numérica	17
3.2 Revisão sobre otimização	18
3.2.1 Otimização estática sem restrições	18
3.2.2 Otimização estática com restrições de igualdade	20
3.2.3 Controle ótimo de sistemas contínuos no tempo	22
3.2.4 Método da parametrização	23
3.2.5 Técnica da função penalidade	25
3.2.6 Técnica da continuação	26
3.2.7 Formulação do problema	26
4. Modelagem do Sistema Dinâmico da Aeronave	28
4.1 Sistema de eixos	28
4.2 Modelo atmosférico	30
4.3 Modelo aerodinâmico	31
4.4 Modelo propulsivo	31
4.5 Modelo gravitacional	32
4.6 Efeito solo	32

4.7 Envelope de peso e centragem	33
4.8 Fatores que influenciam na distância de decolagem	33
4.9 Metodologia	36
5. Resultados	41
5.1 Algoritmos da simulação numérica	41
5.2 Procedimentos da otimização	42
5.3 Simulações numéricas otimizadas	44
5.4 Simulações numéricas não otimizadas	76
5.5 Validação dos resultados	82
5.6 Comparação dos resultados	83
5.7 Discussão dos resultados	94
6. Conclusões	98
7. Referências	100
8. Apêndices	104
8.1 Estimativa da sustentação do perfil da asa	104
8.2 Estimativa da sustentação da asa	111
8.3 Estimativa do arrasto da aeronave	116
8.4 Estimativa do efeito solo	125
8.5 Método Roskam para cálculo da distância de decolagem	127
8.6 Método Torenbeek para cálculo da distância de decolagem	131
8.7 Método Boeing para cálculo da distância de decolagem	133
8.8 Fluxograma do algoritmo decolagem.m	136
8.9 Fluxograma do algoritmo minimo.m	137
8.10 Fluxograma do algoritmo dinamica.m	138

Lista de ilustrações

<i>Figura 1-1 – Vista área do aeroporto de London City (Inglaterra)</i>	<i>3</i>
<i>Figura 1-2 – Desenho esquemático em CATIA da Aeronave CJI e seu logotipo.</i>	<i>4</i>
<i>Figura 1-3 – Três vistas da aeronave CJI</i>	<i>6</i>
<i>Figura 2-1 – Seqüência de velocidades desenvolvidas pela aeronave ao longo da decolagem</i>	<i>9</i>
<i>Figura 2-2 – Exemplo de instrumento medidor de velocidade (Tubo de Pitot)</i>	<i>10</i>
<i>Figura 2-3– Fases descritas pela aeronave durante a decolagem</i>	<i>13</i>
<i>Figura 2-4 – Representação gráfica dos segmentos desenvolvidos durante a decolagem</i>	<i>15</i>
<i>Figura 2-5 – Decolagem da aeronave EMBRAER 175</i>	<i>16</i>
<i>Figura 4-1 – Sistema de eixos do corpo</i>	<i>29</i>
<i>Figura 4-2 – Esquema gráfico dos ângulos de arfagem da aeronave</i>	<i>30</i>
<i>Figura 4-3 – Envelope de CG da aeronave CJI</i>	<i>33</i>
<i>Figura 4-4 – Efeito do flap na distância de decolagem da aeronave</i>	<i>35</i>
<i>Figura 4-5 – Decolagem da aeronave EMBRAER 170</i>	<i>36</i>
<i>Figura 4-6 – Forças que atuam na aeronave durante a decolagem</i>	<i>38</i>
<i>Figura 5-1 – Gráficos da otimização número 01</i>	<i>46</i>
<i>Figura 5-2 – Gráficos da otimização número 02</i>	<i>47</i>
<i>Figura 5-3 – Gráficos da otimização número 03</i>	<i>48</i>
<i>Figura 5-4 – Gráficos da otimização número 04</i>	<i>49</i>
<i>Figura 5-5 – Gráficos da otimização número 05</i>	<i>50</i>
<i>Figura 5-6 – Gráficos da otimização número 06</i>	<i>51</i>
<i>Figura 5-7 – Gráficos da otimização número 07</i>	<i>52</i>
<i>Figura 5-8 – Gráficos da otimização número 08</i>	<i>53</i>
<i>Figura 5-9 – Gráficos da otimização número 09</i>	<i>54</i>
<i>Figura 5-10 – Gráficos da otimização número 10</i>	<i>55</i>
<i>Figura 5-11 – Gráficos da otimização número 11</i>	<i>56</i>
<i>Figura 5-12 – Gráficos da otimização número 12</i>	<i>57</i>
<i>Figura 5-13 – Gráficos da otimização número 13</i>	<i>58</i>
<i>Figura 5-14 – Gráficos da otimização número 14</i>	<i>59</i>
<i>Figura 5-15 – Gráficos da otimização número 15</i>	<i>60</i>
<i>Figura 5-16 – Gráficos da otimização número 16</i>	<i>61</i>

<i>Figura 5-17 – Gráficos da otimização número 17</i>	62
<i>Figura 5-18 – Gráficos da otimização número 18</i>	63
<i>Figura 5-19 – Gráficos da otimização número 19</i>	64
<i>Figura 5-20 – Gráficos da otimização número 20</i>	65
<i>Figura 5-21 – Gráficos da otimização número 21</i>	66
<i>Figura 5-22 – Gráficos da otimização número 22</i>	67
<i>Figura 5-23 – Gráficos da otimização número 23</i>	68
<i>Figura 5-24 – Gráficos da otimização número 24</i>	69
<i>Figura 5-25 – Gráficos da otimização número 25</i>	70
<i>Figura 5-26 – Gráficos da otimização número 26</i>	71
<i>Figura 5-27 – Gráficos da otimização número 27</i>	72
<i>Figura 5-28 – Gráficos da otimização número 28</i>	73
<i>Figura 5-29 – Gráficos da otimização número 29</i>	74
<i>Figura 5-30 – Gráficos da otimização número 30</i>	75
<i>Figura 5-31 – Gráficos da simulação número 31</i>	77
<i>Figura 5-32 – Gráficos da simulação número 32</i>	78
<i>Figura 5-33 – Gráficos da simulação número 33</i>	79
<i>Figura 5-34 – Gráficos da simulação número 34</i>	80
<i>Figura 5-35 – Gráficos da simulação número 35</i>	81
<i>Figura 5-36 – Gráficos das otimizações número 01, 31 e 32</i>	84
<i>Figura 5-37 – Gráficos das otimizações número 01 e 33</i>	85
<i>Figura 5-38 – Gráficos das otimizações número 02 e 34</i>	86
<i>Figura 5-39 – Gráficos das otimizações número 03 e 35</i>	87
<i>Figura 5-40 – Gráficos das otimizações número 01, 02 e 03</i>	88
<i>Figura 5-41 – Gráficos das otimizações número 01, 04 e 07</i>	89
<i>Figura 5-42 – Gráficos das otimizações número 01, 10 e 13</i>	90
<i>Figura 5-43 – Gráficos das otimizações número 01, 16 e 19</i>	91
<i>Figura 5-44 – Gráficos das otimizações número 01, 22 e 25</i>	92
<i>Figura 5-45 – Gráficos das otimizações número 01 e 28</i>	93
<i>Figura 6-1 – Decolagem do Boeing Business Jet (BBJ)</i>	99
<i>Figura 8-1 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da raiz da asa.</i>	105
<i>Figura 8-2 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da quebra da asa</i>	106
<i>Figura 8-3 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da ponta da asa</i>	106
<i>Figura 8-4 – Localização dos painéis de flaps e slats ao longo da asa</i>	107

<i>Figura 8-5 – Exemplo do mecanismo do flap de fenda única</i>	108
<i>Figura 8-6 - Exemplo do mecanismo do flap de fenda dupla</i>	109
<i>Figura 8-7 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura para obter o ângulo de ataque no qual o coeficiente de sustentação é máximo</i>	113
<i>Figura 8-8 - Curva do coeficiente de sustentação da asa versus o ângulo de ataque para diferentes combinações de flaps e slats</i>	115
<i>Figura 8-9 - Polar de arrasto para flaps e trens de pouso retraídos</i>	121
<i>Figura 8-10 - Polar de arrasto para flaps defletidos e trens de pouso retraídos</i>	122
<i>Figura 8-11 - Polar de arrasto para flaps defletidos e trens de pouso estendidos</i>	123
<i>Figura 8-12 – Curva da razão de aspecto efetiva devido ao efeito solo</i>	125
<i>Figura 8-13 – Aceleração média durante a decolagem obtida pelo método Boeing</i>	134
<i>Figura 8-14 – Fluxograma do algoritmo de otimização decolagem.m</i>	136
<i>Figura 8-15 – Fluxograma do algoritmo minimo.m</i>	137
<i>Figura 8-16 – Fluxograma do algoritmo dinamica.m</i>	138

Lista de Tabelas

<i>Tabela 1-1– Dados do aeroporto de Lodon City - Inglaterra</i>	<i>2</i>
<i>Tabela 1-2 – Principais requisitos de projeto da aeronave CJI</i>	<i>5</i>
<i>Tabela 1-3 – Pesos básicos operacionais da aeronave CJI</i>	<i>5</i>
<i>Tabela 2-1 – Descrição das velocidades atingidas durante o processo de decolagem</i>	<i>8</i>
<i>Tabela 2-2 – Descrição dos segmentos de decolagem</i>	<i>14</i>
<i>Tabela 4-1 – Descrição dos ângulos de arfagem da aeronave</i>	<i>30</i>
<i>Tabela 4-2 – Vínculos de estado e controle presentes no problema de otimização de decolagem</i>	<i>40</i>
<i>Tabela 5-1 – Descrição dos algoritmos usados na otimização do desempenho de decolagem</i>	<i>42</i>
<i>Tabela 5-2 – Valores da constante de penalização K</i>	<i>43</i>
<i>Tabela 5-3 – Simulações executadas</i>	<i>44</i>
<i>Tabela 5-4 – Simulações com o ângulo de incidência asa fuselagem como parâmetro a otimizar</i>	<i>45</i>
<i>Tabela 5-5 – Gráficos para análise do desempenho de decolagem</i>	<i>45</i>
<i>Tabela 5-6 – Variáveis para análise do desempenho de decolagem.</i>	<i>45</i>
<i>Tabela 5-7 – Dados da otimização número 01</i>	<i>46</i>
<i>Tabela 5-8 – Dados da otimização número 02</i>	<i>47</i>
<i>Tabela 5-9 – Dados da otimização número 03</i>	<i>48</i>
<i>Tabela 5-10 – Dados da otimização número 04</i>	<i>49</i>
<i>Tabela 5-11 – Dados da otimização número 05</i>	<i>50</i>
<i>Tabela 5-12 – Dados da otimização número 06</i>	<i>51</i>
<i>Tabela 5-13 – Dados da otimização número 07</i>	<i>52</i>
<i>Tabela 5-14 – Dados da otimização número 08</i>	<i>53</i>
<i>Tabela 5-15 – Dados da otimização número 09</i>	<i>54</i>
<i>Tabela 5-16 – Dados da otimização número 10</i>	<i>55</i>
<i>Tabela 5-17 – Dados da otimização número 11</i>	<i>56</i>
<i>Tabela 5-18 – Dados da otimização número 12</i>	<i>57</i>
<i>Tabela 5-19 – Dados da otimização número 13</i>	<i>58</i>
<i>Tabela 5-20 – Dados da otimização número 14</i>	<i>59</i>

<i>Tabela 5-21 – Dados da otimização número 15</i>	60
<i>Tabela 5-22 – Dados da otimização número 16</i>	61
<i>Tabela 5-23 – Dados da otimização número 17</i>	62
<i>Tabela 5-24 – Dados da otimização número 18</i>	63
<i>Tabela 5-25 – Dados da otimização número 19</i>	64
<i>Tabela 5-26 – Dados da otimização número 20</i>	65
<i>Tabela 5-27 – Dados da otimização número 21</i>	66
<i>Tabela 5-28 – Dados da otimização número 22</i>	67
<i>Tabela 5-29 – Dados da otimização número 23</i>	68
<i>Tabela 5-30 – Dados da otimização número 24</i>	69
<i>Tabela 5-31 – Dados da otimização número 25</i>	70
<i>Tabela 5-32 – Dados da otimização número 26</i>	71
<i>Tabela 5-33 – Dados da otimização número 27</i>	72
<i>Tabela 5-34 – Dados da otimização número 28</i>	73
<i>Tabela 5-35 – Dados da otimização número 29</i>	74
<i>Tabela 5-36 – Dados da otimização número 30</i>	75
<i>Tabela 5-37 – Simulações executadas para vetores de controle não otimizados</i>	76
<i>Tabela 5-38 – Simulações com vetor de controle não otimizados</i>	76
<i>Tabela 5-39 – Dados da simulação número 31</i>	77
<i>Tabela 5-40 – Dados da simulação número 32</i>	78
<i>Tabela 5-41 – Gráficos da simulação número 33</i>	79
<i>Tabela 5-42 – Dados da simulação número 34</i>	80
<i>Tabela 5-43 – Dados da simulação número 35</i>	81
<i>Tabela 5-44 – Validação dos resultados com os métodos Roskam, Torenbeek e Boeing</i>	82
<i>Tabela 5-45 – Descrição das comparações presentes nas Figuras 5-36 a 5-45</i>	83
<i>Tabela 5-46 – Comparação entre as otimizações número 01, 31 e 32</i>	84
<i>Tabela 5-47 – Comparação entre as otimizações número 01 e 33</i>	85
<i>Tabela 5-48 – Comparação entre as otimizações número 02 e 34</i>	86
<i>Tabela 5-49 – Comparação entre as otimizações número 03 e 33</i>	87
<i>Tabela 5-50 – Comparação entre as otimizações número 01, 02 e 03</i>	88
<i>Tabela 5-51 – Comparação entre as otimizações número 01, 04 e 07</i>	89
<i>Tabela 5-52 – Comparação entre as otimizações número 01, 10 e 13</i>	90
<i>Tabela 5-53 – Comparação entre as otimizações número 01, 16 e 19</i>	91
<i>Tabela 5-54 – Comparação entre as otimizações número 01, 22 e 25</i>	92

<i>Tabela 5-55 – Comparação entre as otimizações número 01 e 28</i>	<i>93</i>
<i>Tabela 8-1 – Variáveis do perfil calculadas pelo software X-foil</i>	<i>104</i>
<i>Tabela 8-2 – Resultados obtidos para as variáveis do perfil calculados pelo X-foil</i>	<i>105</i>

Nomenclatura

a_n - Coeficientes do Controle do Problema

A - Razão de Aspecto

AEO - Indicação de Todos os Motores Operantes

$ASDA$ - Distância Disponível para Aceleração e Parada

c - Corda Média Aerodinâmica

C_D - Coeficiente de Arrasto

C_{Dg} - Coeficiente de Arrasto corrigido pelo efeito solo

CG - Centro de Gravidade

$CJ1$ - Corporate Jet 1

C_L - Coeficiente de Sustentação da Aeronave

C_{LW} - Coeficiente de Sustentação da Asa

C_{Lht} - Coeficiente de Sustentação da Empenagem Horizontal

C_{Lg} - Coeficiente de Sustentação Corrigida pelo Efeito Solo

$C_{L\alpha}$ - Derivada do Coeficiente de Sustentação

$C_{L\alpha g}$ - Derivada do Coeficiente de Sustentação Corrigido pelo Efeito Solo

C_{M0} - Coeficiente de Momento da Asa

C_{M0ht} - Coeficiente de Momento da Empenagem Horizontal

D - Força de Arrasto

D_{emp} - Força de Arrasto da Empenagem

D_{Gear} - Força de Arrasto do Trem de Pouso

D_{np} - Força de Arrasto da Nacele e Pivone

e - Fator de Oswald

$f_{objetivo}$ - Função Objetivo do Problema

$f(x,u)$ - Função de Restrição

F - Força Resultante

g - Aceleração da Gravidade

ISA - Atmosfera Padrão Internacional
 h_{SCREEN} - Altura na qual é Encerrada a Decolagem
 H - Altitude da Aeronave
 H_a - Quantidade de Movimento Angular
 I_y - Momento de Inércia da Aeronave
 $J(t_0)$ - Índice de Desempenho do Problema Contínuo no Tempo
 K - Fator de Penalização da Função Objetiva
 k_n - Coeficientes da Parametrização
 L - Força de Sustentação da Aeronave
 $L(x,u)$ - Índice de Desempenho
 L_{ht} - Força de Sustentação da Empenagem Horizontal
 L_w - Força de Sustentação Asa
 m - Massa da Aeronave
 M - Momento de Arfagem Resultante
 M_0 - Momento de Arfagem da Asa
 M_{0ht} - Momento de Arfagem da Empenagem Horizontal
MTOW - Máximo Peso de Decolagem
 n_{eng} - Número de Motores da Aeronave
 N_{main} - Força Normal nos Trens de Pouso Principais
 N_{nose} - Força Normal no Trem de Pouso de Nariz
NTO - Regime do Motor de Decolagem Normal
OEI - Indicação de Um Motor Inoperante
 p - Pressão Atmosférica
 p_0 - Pressão Atmosférica ao Nível do Mar e ISA
 p_{TOTAL} - Pressão de Estagnação
 q - Velocidade de Arfagem
 q_{din} - Pressão Dinâmica

ROC - Razão de Subida

ROC_{ótimo} - Razão de Subida Desejada

S - Área da Asa

S_A - Distância de Decolagem Percorrida no Ar

S_{CL} - Distância de Livramento de Obstáculo

S_G - Distância de Decolagem Percorrida no Solo

S_{NGR} - Distância de Rolamento

S_R - Distância de Rotação

S_{TO} - Distância de Decolagem Total

S_{TR} - Distância de Transição

t - Tempo

T - Tração Disponível

T_{EMP} - Temperatura Ambiente

TOD - Distância de Decolagem

TODA - Distância Disponível Para Decolagem

TORA - Distância Disponível Para Corrida No Solo Durante Decolagem

u - Vetor de Controle

V - Velocidade da Aeronave

V_a - Velocidade do som

V_C - Velocidade Calibrada

V_E - Velocidade Equivalente

V_{EF} - Velocidade de Falha do Motor Crítico

V_I - Velocidade Indicada

V_{GS} - Velocidade em Relação ao Solo

V_{LOF} - Velocidade de Descolamento

V_{MCA} - Velocidade de Mínimo Controle no Ar

V_{MCG} - Velocidade de Mínimo Controle no Solo

V_{MU} - Velocidade de Mínima Saída do Solo

V_R - Velocidade de Rotação

V_S - Velocidade de Estol
 V_{TRUE} - Velocidade Real da Aeronave
 V_1 - Velocidade de Decisão
 V_2 - Velocidade Inicial de Subida OEI
 V_{2MIN} - Velocidade Mínima de Decolagem com Segurança
 V_{35} - Velocidade Inicial de Subida AEO
 W - Peso da Aeronave
 x_n - Distâncias entre o Ponto de Aplicação da Força e o CG da Aeronave
 x - Vetor de Estado
 α - Ângulo de Ataque
 α_l - Ângulo de Incidência Asa Fuselagem
 δ_F - Deflexão do Flap
 δ_p - Deflexão do Profundor
 δ_S - Deflexão do Slat
 γ - Ângulo de Trajetória
 μ - Coeficiente de Atrito de Rolamento
 ρ - Densidade Atmosférica
 ρ_0 - Densidade Atmosférica ao Nível do Mar e ISA
 σ - Razão entre a Densidade do Ar Ambiente e a Densidade ao Nível do Mar e ISA
 σ' - Coeficiente de Influência no Arrasto Devido ao Efeito Solo
 ΔISA - Variação da Temperatura em Relação as Condições ISA
 Δt_{V_R} - Tempo entre a Liberação dos Freios e a Velocidade de Rotação
 $\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ - Tempo entre a Velocidade de Rotação e de Descolamento
 $\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ - Tempo entre a Velocidade de Descolamento e Inicial de Subida
 $\Delta t_{V_{35}}$ - Tempo Total de Decolagem
 ΔV_C - Correção dos Erros de Compressibilidade na Medição da Velocidade
 ΔV_P - Correção dos Erros de Posicionamento do Medidor de Velocidade
 $\Delta \alpha_{0g}$ - Correção do Ângulo de Ataque Devido o Efeito Solo

ϕ – Gradiente de Subida

ϕ_{35} – Gradiente de Subida a 35 ft de Altura

$\phi(x(T), T)$ – Índice de Desempenho no Estado Final

$\Psi(x(T), T)$ – Restrição Imposta ao Problema no Estado Final

θ – Ângulo de Atitude

Resumo

Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves

O comprimento de pista é um dos principais parâmetros que limitam a operação de aeronaves. A decolagem, apesar de ser uma das etapas mais importantes do voo, muitas vezes é negligenciada em função de ser uma etapa muito curta. Este trabalho tem por objetivo demonstrar a aplicação de método de otimização na obtenção de trajetórias ótimas de decolagem de aeronaves, visando minimizar o comprimento de pista. Para a solução do problema de otimização utilizou-se a distância de decolagem como função objetivo, sujeita a penalizações com diferentes pesos de razão de subida (*ROC*) após a decolagem. Este problema é limitado apenas à condição de voo bimotor sujeito a qualquer condição de temperatura e altitude. A variável de controle utilizada neste problema é a deflexão do profundor, parametrizada em função da velocidade. As velocidades citadas pelos requisitos de certificação são determinadas juntamente com a solução ótima do problema. O modelo proposto para simular a trajetória da aeronave durante a decolagem é composto pelas equações do movimento nas coordenadas cartesianas X e Z , pela equação do momento na direção Y , e por relações cinemáticas e geométricas. Este tipo de problema é descrito por um conjunto de equações diferenciais não-lineares, cuja solução é complexa e difícil de ser obtida. Para tanto, torna-se necessário a utilização de recursos computacionais robustos para obter resultados. A solução obtida é sub-ótima devido à parametrização da lei de controle, e ao fato de que não há garantias que o mínimo da função objetivo seja global. Os resultados permitem obter o controle sub-ótimo da deflexão do profundor durante a corrida de decolagem para a qual a distância é minimizada. O resultado deste trabalho tem por objetivo melhorar o desempenho de decolagem, tendo como critério o uso do menor comprimento possível de pista sem comprometer demais a razão de subida da aeronave. A aeronave utilizada como exemplo deste trabalho foi objeto de projeto do Programa de Especialização em Engenharia (PEE) suportado pela Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) e pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).

Abstract

Optimization of Airplane Takeoff Performance

The runway length of airports is one of the main parameters that restrict airplane operation. Takeoff, despite of being one of the most important flight phases, sometimes it is neglected because it is a short phase. This work aims to demonstrate the optimal airplane trajectory described during the takeoff run, with the objective to obtain a minimum runway length necessary for the takeoff procedure. This optimization uses the runway length as the objective function subject to penalizations with different weights on required rate of climb (*ROC*) after the takeoff. This problem is limited to twin-engine flight subject to any altitude and temperature condition. The control variable used in this problem is the elevator deflection, parameterized in function of velocity. The velocities mentioned at the certification regulations and the optimal solution for the problem are determined simultaneously. The proposed model to simulate the aircraft trajectory during takeoff is described by the equations of motion in the X and Z cartesian coordinates, by the moment equation in the Y direction, and by cinematic and geometric expressions. This kind of problem is described by a collection of nonlinear ordinary differential equations, which are complex and the solution hard to be found. Because of this, it's necessary to use robust computational tools to obtain the results. The solution is sub-optimal because of parametric control laws limitations, and because there is no guarantee that the objective function minimum is global. The results permit to obtain the sub-optimal elevator deflection control during the takeoff process that minimizes the distance. The result of this work has as objective improve the takeoff performance, using as criterion the minimum possible runway length without injure the airplane rate of climb (*ROC*). The airplane used as example in this work was developed and designed during an engineering specialization program that was supported by Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) and by Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), both situated in São José dos Campos, Brazil.

Agradecimentos

Ao Professor Pedro Paglione (ITA), pela orientação, dedicação e incentivo dado a este trabalho.

Ao Engenheiro Rogério Lutterbach (EMBRAER), pelo suporte e pela sua extrema experiência na área de desempenho de aeronaves disponibilizada a este trabalho.

Ao Engenheiro Adson Agrico (EMBRAER), pelas informações fornecidas necessárias para o cálculo das curvas de sustentação e polares de arrasto da aeronave.

Ao Engenheiro Marcelo Curvo (EMBRAER), pelas sugestões de métodos alternativos de otimização de funções, e pela revisão e correção do texto deste trabalho.

A Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER), pela oportunidade de realizar o mestrado e pela cooperação dada pelos engenheiros citados acima.

Aos amigos do Programa de Especialização em Engenharia (PEE), que direta ou indiretamente contribuíram com este trabalho.

“Há duas coisas infinitas: o universo e a tolice dos homens”.

Albert Einstein

“A terceira não sei, mas a quarta será com paus e pedras”.

*Albert Einstein, quando inquirido
a respeito das armas que poderiam ser
usadas numa terceira grande guerra.*

*A minha mãe Adalva Cidalia e minhas
tias Glauria Lúcia e Ana Rejânia que,
apesar de não enxergarem meus objetivos,
sempre contribuíram com a minha
formação intelectual e social, e são as
responsáveis pelo presente trabalho.*

1. Introdução

1.1 Visão geral do problema

O mercado aeronáutico mundial exige de suas aeronaves desempenhos excepcionais, os quais se traduzem em segurança, rapidez, conforto, qualidade de voo, níveis de ruído e custos de operação. Qualquer aeronave presente no mundo deverá cumprir requisitos bastante severos, caso deseje permanecer ou aumentar a sua participação num mercado tão acirrado e disputado. Esta perspectiva deve ser rigorosamente cumprida seja sob o ângulo das inúmeras companhias aéreas mundiais, ou de indústrias aeronáuticas como Airbus, Boeing e Embraer. As novas aeronaves a serem lançadas pelas indústrias aeronáuticas citadas deverão adequar-se fielmente aos princípios destacados no início deste parágrafo, pois caso contrário, a consequência imediata será o fracasso comercial destas aeronaves no mercado.

Decolagem, subida, cruzeiro, descida e pouso devem ser sempre realizados buscando atingir a máxima eficiência permitida pela aeronave. Decolagens de aeroportos extremamente curtos, pousos em pistas que exigem acentuada razão de descida, gradientes elevados para transpor obstáculos altos e próximos dos aeroportos e baixos níveis de ruídos são exemplos de itens de desempenho imprescindíveis para a operação de qualquer aeronave no mundo contemporâneo. A flexibilidade da aeronave em operar a partir de qualquer aeroporto sob quaisquer condições, atendendo aos níveis de ruído tolerados, é garantia de uma ampla brecha e um bom ciclo de vida no mercado aeronáutico.

Os atentados terroristas nos EUA em setembro de 2001 projetaram uma perspectiva sombria nos negócios aeronáuticos a nível mundial. As pessoas passaram a sentir-se demasiadamente inseguras ao entrar em qualquer aeronave, pois novos atentados poderiam ocorrer a qualquer instante. Mas, com as novas medidas de segurança implantadas nos aeroportos, e com o crescimento do número de pessoas que dia a dia necessitam utilizar aviões para locomoverem-se, o mercado aeronáutico vem ganhando novo fôlego.

Os avanços tecnológicos na área aeronáutica auxiliam fortemente nos projetos de aeronaves de última geração. Empresas aéreas e indústrias investem pesado em novas tecnologias visando maior satisfação de seus clientes e qualidade da aeronave. Equipamentos instalados a bordo facilitam o trabalho dos pilotos e melhoram o desempenho da aeronave nas várias fases do voo. O cruzeiro, por ser a etapa mais longa de voo, é o trecho preferido pelos

operadores aeronáuticos para extrair o máximo de desempenho da aeronave. Nesta fase os operadores visam atingir o menor custo de operação possível, através de uma relação entre velocidade de cruzeiro (ou número de Mach) e o tempo disponível para percorrer a distância entre os aeroportos. A meta é atingir um baixo consumo de combustível sem aumentar demasiadamente o tempo de voo da aeronave. As outras fases de voo, apesar de cada uma ter a sua importância, não permitem uma diferenciação muito grande no quesito relativo a custos de operação. Contudo, estas definem fatores importantes relacionados ao desempenho da aeronave e que garantem o cumprimento dos princípios citados no primeiro parágrafo. A decolagem, por exemplo, é tratada como uma das fases mais críticas do voo em função dos riscos que esta oferece durante a sua execução e posteriormente durante a subida da aeronave. Mas, em contrapartida, é quase sempre negligenciada em termos de desempenho, pois se trata de uma etapa de curta duração, não sendo possível atingir grande redução de custos nesta fase.

Como discutido nos parágrafos acima, o mercado aeronáutico exige que as aeronaves sejam capazes de operar (decolar e pousar) no maior número possível de aeroportos, servindo as mais diversas localidades. Restrições quanto a operação em aeroportos de elevada importância comercial podem comprometer significativamente a imagem da aeronave em um mercado competitivo. Por outro lado, demonstrar que a aeronave é capaz de atingir ótimos desempenhos em aeroportos de pista extremamente curta, como é o exemplo do aeroporto de Lodon City (Inglaterra), abre para qualquer indústria aeronáutica uma parcela expressiva do mercado a qual é ocupada provavelmente por um número limitado de aeronaves. A Tabela 1-1 apresenta as principais características do aeroporto de Lodon City.

Lodon City Airport		Altitude (<i>ft</i>)	17
Pista	TORA (<i>m</i>)	TODA (<i>m</i>)	ASDA (<i>m</i>)
10	1199	1274	1319
28	1199	1385	1319

Tabela 1-1– Dados do aeroporto de Lodon City - Inglaterra

Como descrito no parágrafo acima, a otimização do desempenho em decolagem e pouso para todos os tipos de aeronaves comerciais passa a ser uma questão que deve ser observada com mais cuidado por empresas e indústrias aeronáuticas. A otimização do desempenho nestes casos visa diminuir a distância necessária para pousar ou decolar, ou ainda, permitir que a aeronave decole com um peso superior ao peso normalmente praticado. No primeiro

questo, o ganho irá permitir a operação em aeroportos onde antes esta seria incapaz de decolar ou pousar. No segundo quesito, a possibilidade de aumentar a carga paga permitirá a aeronave transportar um número maior de passageiros, o que conseqüentemente irá induzir um aumento de lucratividade. Em outras palavras, quanto maior for o leque de aeroportos no qual a aeronave é capaz de operar, maior será a sua flexibilidade e agilidade no atendimento de seus clientes. Isto com certeza constitui um diferencial em relação aos concorrentes do setor, e é mais uma fonte de redução de custos e aumento de lucratividade.



Figura 1-1 – Vista área do aeroporto de London City (Inglaterra)

Este trabalho propõe-se a otimizar especificamente a decolagem de aeronaves comerciais. Para tanto foram criadas rotinas computacionais buscando representar fielmente o comportamento da aeronave durante a decolagem. A aeronave é descrita por meio de um modelo aerodinâmico que define as principais componentes de força e de momento que atuam sobre a aeronave, e as soluções são obtidas através da resolução das equações diferenciais ordinárias que descrevem a dinâmica da aeronave. O modelo apresenta restrições que são impostas seja pelos órgãos de certificação aeronáutica, ou mesmo por limitações estruturais e físicas da aeronave. A função objetivo do problema (função a ser minimizada ou maximizada) busca obter a menor distância de decolagem sujeita a uma penalização de razão de subida com diferentes pesos, e sem ferir as restrições da aeronave.

As simulações de decolagem foram realizadas com dados do Corporate Jet 1 (*CJI*). Esta aeronave é objeto de um projeto desenvolvido por engenheiros ligados a um Programa de Especialização em Engenharia Aeronáutica (PEE) como parte de uma parceria entre a Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) e o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). A Figura 1-2 apresenta desenho esquemático da aeronave *CJI* e o seu logotipo.



Figura 1-2 – Desenho esquemático em CATIA da Aeronave *CJI* e seu logotipo.

1.2 Descrição da aeronave CJI

O Corporate Jet 1 (*CJI*) corresponde a uma aeronave executiva genérica de porte semelhante a aeronaves como o *ACJ* da Airbus (Airbus Corporate Jet), o *BBJ* da Boeing (Boeing Business Jet) e o Global Express da Bombardier. Tendo em vista um mercado com tantas opções de aeronaves executivas, o *CJI* foi projetado para ser uma aeronave de longo alcance (realizar vôos sem escalas entre New York e Tóquio) e alto desempenho em todas as fases do vôo. O desempenho de decolagem do *CJI* será discutido e avaliado ao longo deste trabalho. Para melhor esclarecimento a respeito do *CJI*, segue abaixo a Tabela 1-2 com os principais requisitos de projeto (*CJI Group et al. 2003*).

Como descrito no parágrafo acima, o *CJI* corresponde a uma aeronave de longo alcance. Desta forma, um dos principais requisitos de projeto a serem cumpridos pela aeronave foi o requisito número 8 da Tabela 1-2 (alcance mínimo de 6000 *nm*). Na busca de atender este requisito, o *CJI* foi projetado com tanques de combustível nas asas e no compartimento de bagagem. O peso máximo de combustível que a aeronave pode utilizar para cumprir o requisito de alcance corresponde a um total de 26700 *kg*. Os demais pesos operacionais são apresentados na Tabela 1-3 (*CJI Group et al. 2003*).

Requisitos de Projeto	
1	Máximo peso de decolagem de 56000 <i>kg</i>
2	Operação em aeroportos de altitudes elevadas
3	Nenhuma região de escoamento supersônico na parte frontal da fuselagem a Mach 0.80
4	Dois motores turbofans
5	Interior de jato executivo para um mínimo de 10 passageiros
6	Altura de cabine maior ou igual a 1.95 <i>m</i>
7	Decolagem e pouso de aeroportos com no mínimo 6000 <i>ft</i> de pista (MTOW, nível do mar, <i>ISA</i>)
8	Alcance igual ou superior a 6000 <i>nm</i> (11200 <i>km</i>) com uma carga paga de no mínimo 8 passageiros mais 4 tripulantes (reservas IFR e condições <i>ISA</i>)
9	Altitude de cruzeiro igual ou superior a 41000 <i>ft</i> (12500 <i>km</i>)
10	Velocidade de cruzeiro para alcance máximo igual ou superior a Mach 0.80
11	Nível de ruído de cabine igual ou inferior a 70 <i>dba</i>
12	Nível de ruído durante a decolagem igual ou inferior a 82 <i>EPNdB</i> e deve cumprir as regras de ruídos do estágio 3.

Tabela 1-2 – Principais requisitos de projeto da aeronave *CJI*

Pesos Básicos Operacionais		
1	Peso Máximo de Decolagem (MTOW)	56515 <i>kg</i>
2	Peso Máximo de Pouso (MLW)	49500 <i>kg</i>
3	Peso Máximo Zero Combustível (MZFW)	43510 <i>kg</i>
4	Peso Básico Operacional (BOW)	29030 <i>kg</i>
5	Peso Máximo de Carga Paga	14480 <i>kg</i>
6	Peso Máximo de Combustível Útil ($\rho = 0,811$ <i>kg/l</i>)	26700 <i>kg</i>

Tabela 1-3 – Pesos básicos operacionais da aeronave *CJI*

Como visto na Tabela 1-3, o *CJI* apresenta pesos operacionais bem elevados. Para tanto, torna-se imprescindível uma avaliação criteriosa do desempenho de decolagem desta aeronave, para torná-la operacional no maior número possível de aeroportos. Mostra-se, desta forma, a importância do trabalho apresentado nesta tese (otimizar o desempenho da aeronave

com objetivo de diminuir a distância de decolagem desta). A Figura 1-3 apresenta um desenho esquemático contendo as três vistas do *CJI*.

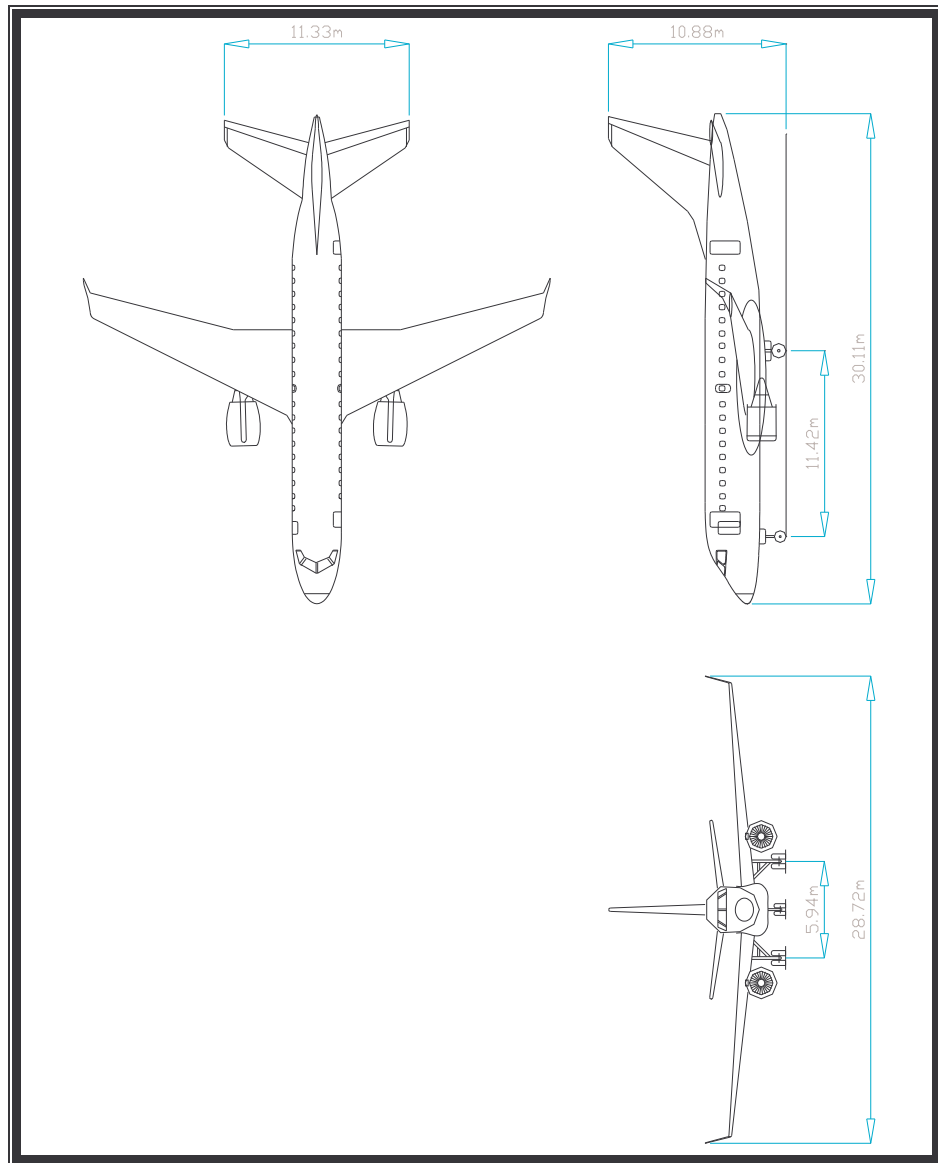


Figura 1-3 – Três vistas da aeronave *CJI*

2. Descrição do Processo de Decolagem

2.1 Velocidades de decolagem

Os órgãos de homologação aeronáutica, a citar como exemplo o *CTA* (Centro Técnico Aeroespacial) no Brasil, o *FAA* (Federal Aviation Administration) nos Estados Unidos, e o *JAA* (Joint Aviation Authorities) na comunidade europeia, são responsáveis por elaborar diretrizes e normas que devem reger todas as operações de aeronaves que atuam em sua jurisdição, visando permitir que estas cumpram todas as etapas de vôo dentro dos padrões de segurança e qualidade.

Muitos dos aspectos de desempenho das aeronaves são governados por esses órgãos de certificação civil e militar. Essas agências exigem que a aeronave demonstre um desempenho padrão mínimo na qual esta possa operar.

No caso específico da decolagem, os requisitos impõem um conjunto de limites para velocidades e gradientes, que, devem ser atingidos em momentos pré-estabelecidos da trajetória descrita pela aeronave, durante o processo de decolagem. Na Tabela 2-1 são apresentadas as principais velocidades desenvolvidas durante a decolagem e suas definições segundo a FAR-25 (Federal Aviation Regulations Part 25).

Velocidades Regulamentadas Durante a Decolagem Segundo FAR-25		
V_S	Velocidade de Estol - corresponde a mínima velocidade na qual a aeronave é controlável calculada com o trem de pouso recolhido.	
V_{MCG}	Velocidade de Mínimo Controle no Solo - corresponde a mínima velocidade na qual a aeronave pode demonstrar ser controlável direcionalmente no solo usando apenas os controles primários de vôo com o motor crítico inoperante.	
V_{EF}	Velocidade de Falha do Motor - corresponde a velocidade na qual é assumida a falha do motor crítico.	$V_{EF} \geq V_{MCG}$
V_{MCA}	Velocidade de Mínimo Controle no Ar - corresponde a mínima velocidade na qual a aeronave pode demonstrar ser controlável direcionalmente no ar com o motor crítico inoperante.	

Velocidades Regulamentadas Durante a Decolagem Segundo FAR-25		
V_1	Velocidade de Decisão - corresponde a velocidade na qual o piloto, após identificar a falha no motor crítico, deve selecionar entre continuar ou abortar a decolagem.	$V_1 \geq V_{EF}$ $V_1 \leq V_R$
V_R	Velocidade de Rotação - corresponde a velocidade em que a aeronave inicia a rotação em torno dos trens de pouso principais. V_R não deve ser inferior a V_{MU} ou $1.05 V_{MCA}$.	$V_R \geq V_1$ $V_R \geq 1.05V_{MCA}$
V_{MU}	Velocidade de Mínima Saída do Solo - corresponde a velocidade mínima demonstrada para cada combinação de peso, tração e configurações, na qual uma decolagem segura pode ser demonstrada. Ou seja, corresponde a velocidade na qual a aeronave pode descolar do chão e continuar com segurança a decolagem.	
V_{LOF}	Velocidade de Descolamento - corresponde a velocidade na qual a aeronave perde completamente o contato com o solo. Ou seja, corresponde a velocidade na qual a aeronave inicia seu vôo.	
V_{2MIN}	Velocidade Mínima de Decolagem com Segurança - corresponde a velocidade na qual a aeronave pode prosseguir a decolagem com total segurança.	$V_{2MIN} \geq 1.1V_{MCA}$ $V_{2MIN} \geq 1.2V_S$
V_2	Velocidade Inicial de Subida OEI - corresponde a velocidade na qual o ponto mais baixo da aeronave atinge uma altura de 35 ft , em relação ao solo, com o motor crítico inoperante. Esta velocidade deve permitir que a aeronave atinja os gradientes (razão de subida) mínimos exigidos pelos órgãos certificadores.	$V_2 \geq V_{2MIN}$
V_{35}	Velocidade Inicial de Subida AEO - corresponde a velocidade na qual o ponto mais baixo da aeronave atinge uma altura de 35 ft , em relação ao solo, com todos os motores operando. Esta velocidade deve permitir que a aeronave atinja os gradientes (razão de subida) mínimos exigidos pelos órgãos certificadores.	$V_{35} \geq V_2 + 5,15 \text{ m/s}$

Tabela 2-1 – Descrição das velocidades atingidas durante o processo de decolagem

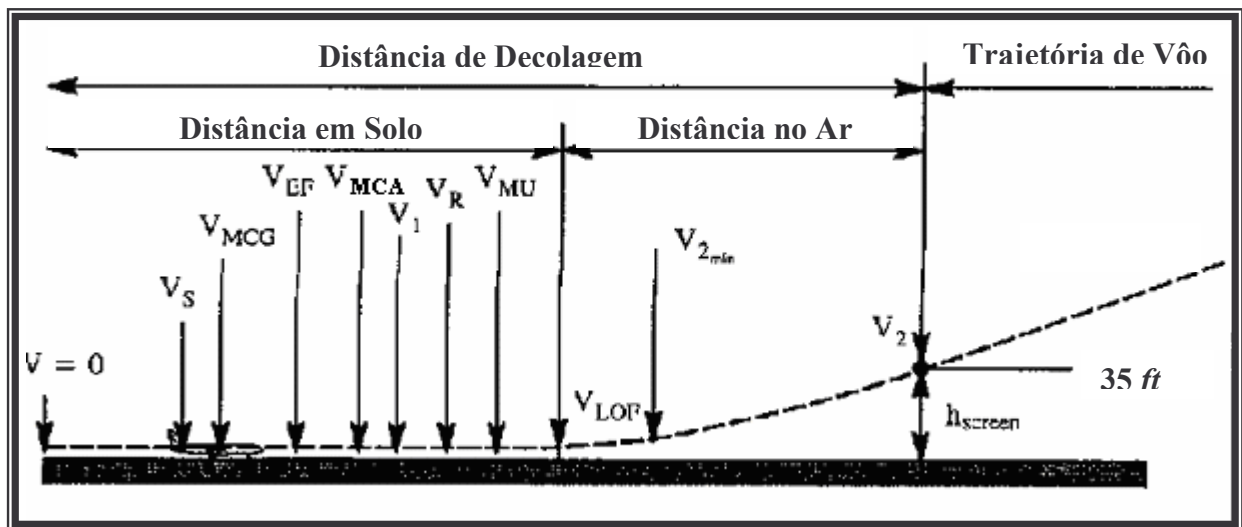


Figura 2-1 – Seqüência de velocidades desenvolvidas pela aeronave ao longo da decolagem

A decolagem é iniciada com a liberação dos freios e com as manetes de potência na posição de tração máxima. A aeronave é acelerada, e para que a decolagem seja realizada com total segurança, o piloto deverá cumprir a seqüência de velocidades descrita na Figura 2-1. A primeira velocidade de referência a ser atingida é a velocidade de estol (V_S), que define a menor velocidade na qual a aeronave ainda é controlável em vôo. A próxima é a velocidade de mínimo controle no solo (V_{MCG}), seguida pela velocidade de mínimo controle no ar (V_{MCA}). Logo depois, a aeronave irá atingir uma velocidade na qual, caso o motor crítico venha a falhar, o piloto deverá decidir se continua ou aborta o procedimento de decolagem. Esta é a velocidade de decisão (V_1). Quando a aeronave acelera além desta velocidade a decolagem deve continuar mesmo com um motor inoperante. Se a falha do motor acontecer antes desta velocidade ser atingida, a decolagem deve ser abortada. Momentos antes da aeronave atingir a velocidade de decisão, esta passa pela velocidade crítica na qual o motor pode falhar (V_{EF}). Mantendo a aceleração da aeronave, esta irá atingir a velocidade de rotação (V_R), na qual o trem de pouso de nariz perde o contato com o solo. Em seguida a aeronave irá atingir a velocidade de mínima saída do solo (V_{MU}), a qual garante que a aeronave poderá descolar com segurança. As próximas velocidades são a velocidade de descolamento (V_{LOF}), na qual a aeronave inicia o vôo propriamente dito, a velocidade mínima de decolagem com segurança (V_{2MIN}), e a velocidade inicial de subida (V_2 ou V_{35}), na qual a aeronave atinge uma altura de 35 ft em relação ao solo. A velocidade inicial de subida deve permitir que a aeronave atinja os gradientes de subida mínimos requeridos pelos órgãos certificadores. Esta seqüência de velocidades deverá ser seguida a cada decolagem.

Durante a decolagem a configuração da aeronave (em termos de regime do motor, posição do flap e trem de pouso) é mantida constante. O flap é defletido na cabeceira da pista, e a manete de tração é levada à posição de NTO (“Normal Takeoff”). O trem de pouso é recolhido assim que a aeronave atinge a altura de livramento de obstáculo (35 *ft*). Uma vez superada a altura do obstáculo, esta segue a trajetória de decolagem até atingir uma altura de 1500 *ft*. Neste ponto inicia-se a subida em rota até a altura de cruzeiro.

Todas velocidades apresentadas acima são medidas e expressas em termos de velocidade calibrada, mas podem ser consideradas em termos de velocidades indicadas para propósitos de discussão geral. Neste trabalho em especial, as velocidades serão apresentadas sempre em termos de velocidade verdadeira. As integrações também usam a velocidade verdadeira, pois a velocidade do vento é considerada sempre igual a zero. A descrição do significado de cada uma destas velocidades é mostrada nos próximos parágrafos.

A velocidade indicada (V_I) corresponde a velocidade medida pelo Tubo de Pitot corrigida apenas por erros do instrumento.

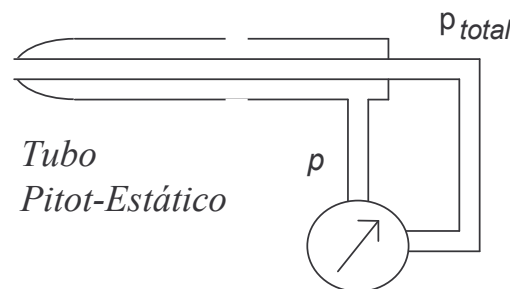


Figura 2-2 – Exemplo de instrumento medidor de velocidade (Tubo de Pitot)

A velocidade calibrada (V_C) corresponde a velocidade indicada corrigida por erros de posicionamento do instrumento. Corresponde a velocidade verdadeira ao nível do mar que fornece a mesma pressão de estagnação. A velocidade calibrada é calculada a partir expressão [2-1].

$$V_C = V_I + \Delta V_P = \sqrt{\frac{2V_a^2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P_{Total} - P}{P_0} + 1 \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right]} \quad [2-1]$$

A velocidade equivalente (V_E) corresponde a velocidade calibrada corrigida pelos efeitos de compressibilidade em uma determinada altitude. Corresponde a velocidade verdadeira ao

nível do mar *ISA* (“International Standard Atmosphere”) que fornece a mesma pressão dinâmica.

$$V_E = V_C - \Delta V_C = \sqrt{\frac{2(p_{Total} - p)}{\rho_0}} \quad [2-2]$$

A velocidade verdadeira (V_{TRUE}) corresponde a velocidade real da aeronave medida em relação a um referencial inercial (sistema de eixos da terra).

$$V_{TRUE} = \frac{V_E}{\sqrt{\sigma}} \quad [2-3]$$

A velocidade em relação ao solo (V_{GS}) corresponde a velocidade verdadeira da aeronave corrigida pela velocidade do vento. O vento de cauda é por definição considerado positivo, e o vento de proa negativo.

$$V_{GS} = V_{TRUE} - V_W \quad [2-4]$$

2.2 Fases da decolagem

As velocidades apresentadas na seção anterior são freqüentemente usadas como fronteiras entre as fases de uma decolagem. Geralmente a decolagem é dividida em duas fases distintas. A primeira estende-se até a velocidade de descolamento (distância percorrida no solo), e a segunda termina com a velocidade inicial de subida a uma altura de 35 *ft* em relação ao solo (distância percorrida no ar). A primeira fase ainda pode ser dividida em dois trechos: um encerrando-se na velocidade de rotação (rolamento) e o outro na velocidade de descolamento (rotação). A segunda fase também pode ser dividida em dois trechos: um terminando na velocidade mínima de decolagem com segurança (transição) e o outro na velocidade inicial de subida (livramento do obstáculo).

A primeira fase corresponde ao período em que aeronave mantém contato com o solo (corrida no solo). O objetivo desta fase da decolagem é acelerar suficientemente de forma que a asa gere sustentação necessária para garantir o suporte do peso da aeronave quando esta vier a descolar do solo. O início do rolamento geralmente coincide com o acionamento do motor em potência de decolagem e a liberação dos freios. A tração resultante e a aceleração da aeronave são mantidas até a velocidade de rotação ser atingida. Neste ponto, encerra-se a fase de rolamento e a rotação é iniciada. Rotação é o processo de mudança de orientação no espaço do eixo longitudinal da aeronave de uma atitude nivelada para uma atitude elevada. A rotação estende-se até a aeronave perder o contato com o solo ao atingir a velocidade de

descolamento. Os parâmetros que descrevem esta fase inicial da decolagem são a aceleração de rolamento e a velocidade de rotação (Mayer *et al.* 2002).

O desempenho durante a rotação da aeronave é afetado pela velocidade na qual o piloto inicia a rotação e a forma com que este conduz a rotação. Durante a rotação, a aceleração é reduzida significativamente. Quando a aeronave rotaciona em torno dos seus trens de pouso principais, o ângulo de ataque é incrementado a uma taxa média de 1°/s a 3°/s. O resultado é um aumento considerável do coeficiente de sustentação, que, em contrapartida, vem acompanhado de um expressivo aumento no coeficiente de arrasto.

Baixas taxas de variação do ângulo de ataque conduzem a distâncias de rolamento maiores, e também resultam em velocidades de descolamento maiores. Baixas taxas de rotação são indesejáveis também porque tendem a reduzir o controle do piloto sobre a velocidade de descolamento e a atitude da aeronave. Altas taxas de variação conduzem a altos ângulos de ataque, fazendo com que a aeronave passe um tempo elevado em uma configuração de alto arrasto antes do descolamento do solo. A consequência disto será uma redução bastante significativa da aceleração, aumentando o tempo necessário para que a aeronave atinja as velocidades subseqüentes da decolagem (Larson e Schweikhard *et al.* 1974).

Nesta primeira fase são definidas as distâncias de rolamento (S_{NGR}) e de rotação (S_R) que somadas resultam na distância percorrida em solo (S_G) pela aeronave durante a decolagem.

$$S_G = S_{NGR} + S_R \quad [2-5]$$

Completada a fase de corrida no solo, inicia-se em seguida a fase no ar. No momento em que o piloto estabelece a atitude da aeronave durante a rotação, a sustentação produzida pelas asas aumenta e supera o peso da aeronave. Como descrito no parágrafo anterior, o aumento resultante do arrasto aerodinâmico conduz a uma significativa redução na aceleração. A aeronave descola do solo e um gradiente de subida positivo é estabelecido. Quando a aeronave atingir a velocidade mínima de decolagem com segurança e mantiver uma atitude aproximadamente constante, encerra-se a fase de transição. Os passos a seguir são manter a aceleração da aeronave até atingir a velocidade inicial de subida e livrar o obstáculo de 35 *ft* exigido pelos órgãos de certificação aeronáutica. A partir deste ponto, os trens de pouso são recolhidos, reduzindo o arrasto da aeronave, e esta deve manter um gradiente de subida de pelo menos 2.4% nos segmentos subseqüentes a decolagem. A aceleração de decolagem e o gradiente de subida são os parâmetros que descrevem a aeronave nesta fase (Mayer *et al.* 2002).

Nesta segunda fase são definidas as distâncias de transição (S_{TR}) e de livramento de obstáculo (S_{CL}) que somadas resultam na distância percorrida no ar (S_A) pela aeronave durante a decolagem.

$$S_A = S_{TR} + S_{CL} \quad [2-6]$$

O somatório das distâncias percorridas no solo (S_G) e no ar (S_A) resultam na distância total de decolagem de uma aeronave. A Figura 2-3 apresenta graficamente cada fase da decolagem.

$$S_{TO} = S_G + S_A \quad [2-7]$$

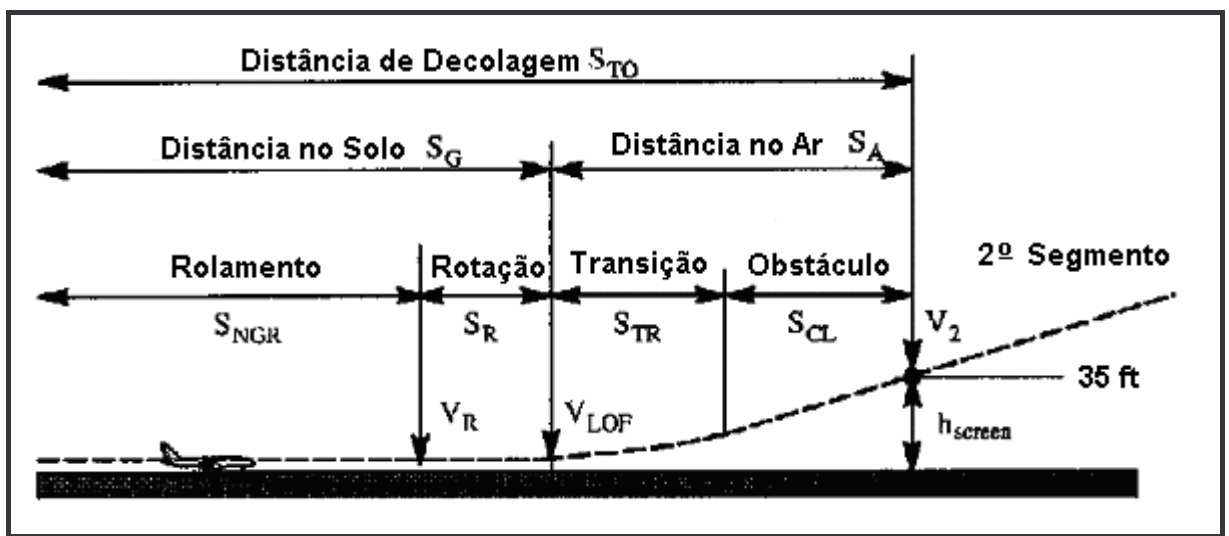


Figura 2-3– Fases descritas pela aeronave durante a decolagem

2.3 Segmentos de decolagem

A distância de decolagem corresponde a distância horizontal percorrida pela aeronave desde o início da decolagem até o ponto na qual a aeronave atinge 35 *ft* de altura.

A trajetória de decolagem estende-se desde o início da corrida na pista até a aeronave atingir uma altura de 1500 *ft* acima da cabeceira da pista, ou até a transição da configuração de decolagem para a de subida em rota estar completa (Federal Aviation Regulations Part 25). A trajetória de vôo pode ser vista como uma estimativa do comportamento da aeronave no espaço e no tempo, baseado nas características de desempenho e nos procedimentos de pilotagem (Mayer *et al.* 2002).

Entre os 35 *ft* e os 1500 *ft* de altura em relação a cabeceira da pista, a aeronave passa por mudanças gradativas em sua configuração. Essas mudanças (recolhimento do trem de pouso e recolhimentos dos flaps) diminuem consideravelmente a força de arrasto, e preparam a aeronave para a subida em rota.

O recolhimento do trem de pouso deve ser iniciado logo após a aeronave atingir os 35 *ft*. A aeronave é considerada livre do efeito solo quando esta atinge uma altura igual ou maior que a sua envergadura (Federal Aviation Regulations Part 25).

Segmentos de Decolagem	
Primeiro Segmento	Este segmento começa aos 35 <i>ft</i> de altura, em relação a cabeceira da pista, e é concluído com o recolhimento dos trens de pouso. O gradiente neste segmento deve ser positivo.
Segundo Segmento	Este segmento é iniciado com o recolhimento dos trens de pouso e termina com o início da retração dos flaps. O gradiente neste segmento deve ser maior ou igual a 2,4%
Terceiro Segmento	Inicia-se com a retração dos flaps, que deve acontecer numa altura próxima dos 400 <i>ft</i> , e é encerrado com a conclusão da retração dos flaps. Este segmento também é denominado de segmento de aceleração. O gradiente deve ser maior ou igual a 1,2% neste segmento.
Quarto Segmento	Começa com a retração dos flaps e é encerrado numa altura próxima dos 1500 <i>ft</i> ou quando a configuração de decolagem para a de subida em rota for completada. Este segmento também é denominado de segmento final. O gradiente deve ser maior ou igual a 1,2% neste segmento.

Tabela 2-2 – Descrição dos segmentos de decolagem

A velocidade da aeronave, após atingir os 35 *ft* de altura, deve manter-se aproximadamente constante até que se atinja uma altura próxima dos 400 *ft*. Neste ponto dá-se início a retração dos flaps e a aeronave irá acelerar em vôo quase nivelado. Segundo o FAR-25, entre o recolhimento do trem de pouso e uma altura de 400 *ft*, a aeronave deverá ser capaz de subir com um gradiente não inferior a 2,4%. Ainda, segundo o FAR-25, em qualquer ponto posterior a retração dos flaps, o gradiente disponível não deve ser menor que 1,2%. O gradiente de subida é calculado a partir da expressão [2-8].

$$\phi = \text{sen}(\gamma) \approx \frac{(T - D)}{W} \quad [2-8]$$

A trajetória de decolagem entre os 35 *ft* e 1500 *ft* é freqüentemente dividida em quatro segmentos. A Tabela 2-2 descreve cada um desses segmentos.

A Figura 2-4 mostra, em forma esquemática, os quatro segmentos da decolagem discutidos acima.

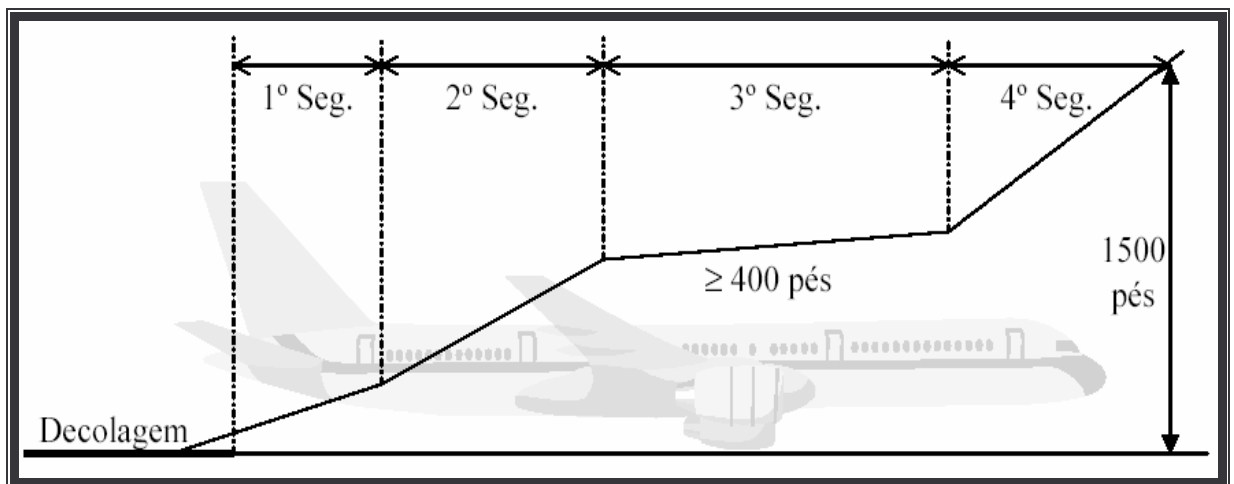


Figura 2-4 – Representação gráfica dos segmentos desenvolvidos durante a decolagem

O tipo de aeronave determina largamente as principais características da trajetória de vôo. Dados de desempenho fornecidos pelos fabricantes geralmente incluem velocidades características, e gradientes de subida e de descida. Os dados são apresentados como função do peso bruto da aeronave e de condições atmosféricas, estabelecendo um envelope seguro de vôo.

2.4 Desempenho de decolagem

A decolagem é uma fase do vôo que merece especial atenção, uma vez que ela afeta diretamente a configuração do avião e a segurança de vôo. Ela também pode ter um efeito adverso no desempenho do avião e na sua capacidade de transportar carga, particularmente em condições geográficas e atmosféricas adversas (Gamboa *et al.* 2001).

A estimativa do desempenho de decolagem costuma ser baseada em métodos simplificados que, na maior parte dos casos, não tem em conta o grande número de parâmetros que influenciam o comportamento do avião. Estes métodos consistem em cálculos baseados em valores médios de velocidade e de tração, os quais são utilizados para estimar as

forças aerodinâmicas, as forças de solo e as acelerações. Os métodos mais tradicionais de cálculo da distância de decolagem são os métodos Roskam, Torenbeek e Boeing. Os resultados obtidos usando estes métodos são bastante razoáveis, desde que, o comportamento da aeronave seja parecido com o que o método prevê. O método Boeing, por exemplo, apresenta uma precisão de aproximadamente 1%. Estes métodos para cálculo da distância de decolagem são discutidos nos apêndices deste trabalho.

Métodos mais precisos envolvem a solução das equações diferenciais não-lineares que regem o comportamento da aeronave durante a decolagem. Para tanto, torna-se necessário a utilização de métodos numéricos de solução de equações diferenciais, e o auxílio de um computador para efetuar as iterações necessárias até a convergência da solução.

O desempenho de decolagem de uma aeronave deve ser determinado para estabelecer os limites de operação e para fins de certificação (Larson e Schweikhard *et al.* 1974). Estudos de desempenho de decolagem estão mais orientados para a capacidade de aceleração da aeronave em condições de alto coeficiente de arrasto quando o comprimento de pista é limitado. Em pontos próximos da V_{LOF} , o comportamento da aeronave é fortemente dependente das técnicas de pilotagem e torna-se necessário definir procedimentos padrão de manobra. A distância percorrida durante a corrida no solo e a parte no ar são ambos fortemente influenciados pelo desempenho do motor e pela polar de arrasto da aeronave.



Figura 2-5 – Decolagem da aeronave EMBRAER 175

3. *Descrição do Processo de Otimização*

3.1 *Simulação numérica*

Simulações dinâmicas não-lineares são de extrema utilização em análises dinâmicas, desenvolvimento e validação de leis de controle, estudos de trajetória, treinamento de pilotos, e diversos outros objetivos (Garza e Morelli *et al.* 2003).

Métodos numéricos de otimização não-linear são algoritmos complexos que incorporam diversos artifícios matemáticos para tratar os diferentes aspectos e características dos problemas de otimização, e são ferramentas fundamentais na busca de soluções ótimas em problemas de controle de sistemas dinâmicos não-lineares.

Um problema de otimização é basicamente composto por uma função objetivo, e alguns parâmetros e/ou funções de restrição. A função objetivo é a descrição matemática do parâmetro a ser maximizado ou minimizado, expressa em termos das variáveis desejadas. As restrições impõem condições à otimização, e podem ser expressas em função das mesmas variáveis da função objetivo, ou variáveis adicionais que façam parte do problema. As restrições são utilizadas para garantir um certo nível de desempenho a solução (Ross, Crossley e Roth *et al.* 1997). Em outras palavras, as restrições devem garantir soluções que sejam viáveis, em função das limitações físicas do sistema em questão. Em resumo, problemas de otimização não-linear são definidos pela obtenção do mínimo ou máximo de uma função objetivo em uma região viável, definida algebricamente por restrições de igualdade e/ou desigualdade. Os métodos numéricos de busca de soluções ótimas são iterativos, e cada iteração é baseada em alguma ferramenta matemática de direcionamento. Métodos de Newton, gradiente e secante são alguns dos mais populares esquemas para calcular a direção dos passos das iterações.

A solução do problema poderá ser dita como local ou global. Um mínimo local corresponde a uma minimização realizada apenas em algumas vizinhanças da região viável. As derivadas de primeira e segunda ordem fornecem as condições necessárias e suficientes para uma boa caracterização numérica, isto é, definem critérios e objetivos que um método de otimização não-linear deve alcançar. Um mínimo global requer um tratamento diferente, por se tratar de uma busca ao longo do campo inteiro.

Os métodos presentes no algoritmo de otimização utilizado neste estudo são de dois tipos: “line search” (que realiza algumas avaliações ao longo da direção do passo) e “trust region” (que circunscreve o cálculo de passos em uma região de tamanho definido a priori). Ambos requerem uma função mérito. Para o caso de otimizações sem restrições, a função objetivo corresponde a função mérito. Para problemas com restrições, a função mérito é usualmente uma combinação linear da função objetivo com uma penalização de violação da região viável.

A ferramenta utilizada para desenvolvimento do algoritmo das simulações numéricas é o MATLAB Versão 6.5 Release 13, desenvolvido pela The MathWorks, Inc. Este ambiente de programação foi o selecionado já que é caracterizado pela facilidade em programar, e por ser uma ferramenta muito popular em diversas aplicações científicas e de engenharia em todo o mundo.

3.2 Revisão sobre otimização

Nas seções a seguir, será feita uma rápida revisão sobre os principais conceitos que envolvem a otimização de funções. Modelos matemáticos e técnicas de otimização serão descritos de forma simples, apenas com o objetivo de demonstrar os conceitos matemáticos envolvidos no algoritmo de otimização deste trabalho. Esta parte do trabalho baseou-se fortemente na referência [7].

3.2.1 Otimização estática sem restrições

A otimização estática sem restrições é o tipo mais simples dos problemas que envolvem otimizações de funções. O problema consiste em encontrar o valor de m variáveis (u_1, u_2, \dots, u_m) que minimizem um índice de desempenho (L), que é função destas mesmas variáveis.

$$L(u_1, u_2, \dots, u_m) \rightarrow \text{Índice de Desempenho} \quad [3-1]$$

Por conveniência, vamos adotar uma nomenclatura vetorial, onde \mathbf{u} é um vetor de m elementos (u_1, u_2, \dots, u_m). Assim, poderemos escrever o índice de desempenho como $L(\mathbf{u})$.

Se não existir qualquer tipo de restrição para os possíveis valores de \mathbf{u} , e se a função $L(\mathbf{u})$ tiver derivadas parciais de primeira e segunda ordem em todos os pontos, então, as condições necessárias para se obter o mínimo da função são dadas pelas expressões abaixo.

$$\frac{\partial L}{\partial \mathbf{u}} = 0 \quad \text{e} \quad \frac{\partial^2 L}{\partial \mathbf{u}^2} \geq 0 \quad [3-2]$$

Todos os pontos que satisfazem a primeira condição são denominados de pontos críticos (ou estacionários). Condições suficientes para se obter um mínimo são apresentadas a seguir.

$$\frac{\partial L}{\partial \mathbf{u}} = 0 \quad \text{e} \quad \frac{\partial^2 L}{\partial \mathbf{u}^2} > 0 \quad [3-3]$$

Da segunda condição acima, pode-se concluir que um determinado ponto irá corresponder a um mínimo, caso todos os autovalores da matriz sejam positivos. Este ponto é denominado de ponto crítico de mínimo da função (índice de desempenho).

Se a primeira equação é satisfeita, mas $\frac{\partial^2 L}{\partial \mathbf{u}^2} = 0$, isto significa que o determinante da matriz é zero, e desta forma, são necessárias informações adicionais para determinar se o ponto crítico é ou não um mínimo. Este ponto recebe a denominação de ponto singular.

Se $\frac{\partial^2 L}{\partial \mathbf{u}^2} < 0$, os autovalores da matriz serão todos negativos, e o ponto crítico irá corresponder a um ponto de máximo.

A título de demonstração, segue um exemplo onde pode ser aplicada a otimização estática sem restrições. Deseja-se minimizar o índice de desempenho da expressão [3-4].

$$L(u_1, u_2) = \frac{1}{2}u_1^2 + u_1u_2 + u_2^2 + u_2 \quad [3-4]$$

O ponto crítico irá ocorrer em um ponto onde todas as derivadas do índice de desempenho em respeito as variáveis u_1 e u_2 forem iguais a zero.

$$\frac{\partial L}{\partial u_1} = u_1 + u_2 = 0 \quad [3-5]$$

$$\frac{\partial L}{\partial u_2} = u_1 + 2u_2 + 1 = 0 \quad [3-6]$$

A solução do sistema de equações acima fornece o ponto crítico do índice de desempenho do problema.

$$u_1 = 1 \quad \text{e} \quad u_2 = -1 \quad \rightarrow \quad \text{Ponto crítico} \quad [3-7]$$

O tipo de ponto crítico é determinado através das derivadas de segunda ordem do índice de desempenho em respeito as variáveis u_1 e u_2 .

$$\frac{\partial^2 L}{\partial \mathbf{u}^2} = \begin{bmatrix} \frac{\partial^2 L}{\partial u_1^2} & \frac{\partial^2 L}{\partial u_1 \partial u_2} \\ \frac{\partial^2 L}{\partial u_2 \partial u_1} & \frac{\partial^2 L}{\partial u_2^2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} \\ q_{21} & q_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix} \quad [3-8]$$

O tipo de ponto crítico pode ser avaliado a partir das relações [3-9] e [3-10].

$$\text{Caso } q_{11} > 0 \text{ e } q_{11}q_{22} - q_{12}^2 > 0 \quad \rightarrow \quad \text{Ponto de Mínimo Local} \quad [3-9]$$

$$\text{Caso } q_{11} < 0 \text{ e } q_{11}q_{22} - q_{12}^2 > 0 \quad \rightarrow \quad \text{Ponto de Máximo Local} \quad [3-10]$$

Pela avaliação feita acima, o ponto crítico deste problema $(u_1, u_2) = (1, -1)$ corresponde a um ponto de mínimo local.

3.2.2 Otimização estática com restrições de igualdade

No caso anterior, não existiam restrições quanto aos valores possíveis que o vetor \mathbf{u} ($\mathbf{u} \in R^m$) poderia assumir para minimizar $L(\mathbf{u})$. No caso tratado agora, o espaço que o vetor \mathbf{u} pode ocupar é limitado por uma restrição presente no problema.

O índice de desempenho será definido como $L(\mathbf{x}, \mathbf{u})$, uma função do vetor de controle $\mathbf{u} \in R^m$ e um vetor de estado $\mathbf{x} \in R^n$. O problema consiste em selecionar \mathbf{u} que irá minimizar $L(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ e simultaneamente satisfazer a equação de restrição da expressão [3-11].

$$f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0 \quad [3-11]$$

O vetor de estado é encontrado para um determinado \mathbf{u} através da relação demonstrada acima.

Para encontrar condições necessárias e suficientes para um ponto de mínimo que satisfaça a equação de restrição $f(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = 0$, deve-se proceder de forma análoga à seção anterior. Um ponto estacionário é definido como sendo $dL = 0$, para um $d\mathbf{u}$ arbitrário, ao mesmo tempo em que $df = 0$. A frase anterior pode ser escrita matematicamente da forma mostrada pelas expressões [3-12] e [3-13].

$$dL = L_x d\mathbf{x} + L_u d\mathbf{u} \quad [3-12]$$

$$df = f_x d\mathbf{x} + f_u d\mathbf{u} \quad [3-13]$$

Para $df = 0$, e se f_x não for singular, a solução para dx é:

$$d\mathbf{x} = -f_x^{-1} f_u d\mathbf{u} \quad [3-14]$$

Substituindo o resultado acima na equação [3-12] resulta a expressão [3-15].

$$dL = (L_u - L_x f_x^{-1} f_u) d\mathbf{u} \quad [3-15]$$

Desta forma, para que dL seja igual a zero para qualquer $d\mathbf{u}$, torna-se necessário satisfazer a expressão [3-16].

$$L_u - L_x f_x^{-1} f_u = 0 \quad [3-16]$$

As equações [3-16] e [3-11] determinam os valores de \mathbf{u} e \mathbf{x} que definem o ponto crítico da função. Esta é a condição necessária para obter-se um mínimo.

Seguindo a linha da seção anterior, segue um exemplo de aplicação da teoria em um problema de otimização estática com restrições de igualdade. Deseja-se minimizar o índice de desempenho da expressão [3-17].

$$L(x, u) = \frac{1}{2}x^2 + xu + u^2 + u \quad [3-17]$$

sujeito a função de restrição $f(x, u)$

$$f(x, u) = x - 3 = 0 \quad [3-18]$$

Num problema de otimização com restrições de igualdade, a condição necessária para obter-se um ponto estacionário (mínimo ou máximo) é definida pelo conjunto de equações abaixo.

$$L_u - L_x f_x^{-1} f_u = 0 \quad \text{e} \quad f(x, u) = 0 \quad [3-19]$$

O sistema de equações resultantes das expressões acima é:

$$x + 2u + 1 = 0 \quad [3-20]$$

$$x - 3 = 0 \quad [3-21]$$

A solução desse sistema de equações fornece o ponto crítico corresponde ao mínimo do índice de desempenho do problema.

$$x = 3 \quad \text{e} \quad u = -2 \quad \rightarrow \quad \text{Ponto crítico} \quad [3-22]$$

3.2.3 Controle ótimo de sistemas contínuos no tempo

Até o presente momento, os problemas de otimização tratados neste trabalho envolviam sistemas estáticos, ou seja, invariantes com o tempo. Deste tópico em diante, as variáveis de estado e controle do problema de otimização serão funções contínuas do tempo.

No caso de sistemas variantes no tempo, o problema consiste em encontrar a história do vetor de controle $[\mathbf{u}(t) \text{ para } t_i \leq t \leq t_f]$ que force o estado ir do seu valor inicial para o seu valor final (ao longo de uma trajetória otimizada), e, ao mesmo tempo, maximize ou minimize a função objetivo. Os vetores de estado obtidos a partir do vetor de controle $\mathbf{u}(t)$ $[\mathbf{x}(t) \text{ para } t_i \leq t \leq t_f]$ são definidos como trajetórias ótimas.

Os métodos para encontrar a função de controle $\mathbf{u}(t)$ para sistemas dinâmicos são análogos aos de otimização estática, mas os cálculos são necessariamente mais complexos em função da dependência temporal das variáveis envolvidas. A necessidade de se obter uma função de controle em vez de um valor fixo é uma das razões óbvias das dificuldades contidas no problema. Outra razão consiste na possibilidade de dependência do controle com relação a algum estado do sistema num tempo passado ou futuro.

Por convenção, o índice de desempenho, que aqui será denominado de J , é composto de duas partes distintas. A primeira parte é uma função custo do tempo e do estado final (ϕ), a segunda é caracterizada por uma função integral temporal dos vetores de estado e de controle (L). O vetor de controle ótimo $[\mathbf{u}^*(t) \text{ para } t_i \leq t \leq t_f]$ depende de como o índice de desempenho J é composto.

$$J(t_0) = \phi(\mathbf{x}(T), T) + \int_{t_0}^T L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \quad [3-23]$$

A escolha da função custo no estado final $\phi(\mathbf{x}(T), T)$ e do integrando $L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ (denominado de lagrangiano), dita a natureza da solução do problema. Deve ficar claro que o índice de desempenho não precisa conter necessariamente ambas as partes. Um problema, cujo índice de desempenho é composto apenas por uma função custo no estado final, é denominado de problema de Mayer, enquanto outro, contendo apenas o integrando, é conhecido como problema de Lagrange. O problema, cujo índice de desempenho contém ambas as partes, é denominado de problema de Bolza. O tipo de função objetivo adotada é necessariamente uma questão de conveniência, pois um tipo pode ser facilmente transformado em quaisquer um dos outros tipos.

O desenvolvimento teórico relativo à otimização de sistemas contínuos no tempo envolve técnicas de cálculo variacional que não convêm serem apresentadas neste trabalho. As técnicas de resolução incorporam conceitos de funções hamiltonianas e vetores de co-estado que podem ser encontradas facilmente nas referências deste trabalho.

A solução do problema $\mathbf{u}^*(t)$ (controle ótimo) deverá respeitar as condições iniciais e os vínculos dinâmicos do sistema.

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \quad [3-24]$$

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}^*(t), t) \quad [3-25]$$

A trajetória ótima do problema sujeita ao vetor de controle ótimo [$\mathbf{u}^*(t)$ para $t_i \leq t \leq t_f$] é descrita pela expressão [3-26].

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}_0 + \int_{t_0}^t f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}^*(t), t) dt \quad [3-26]$$

As rotinas computacionais envolvidas no cálculo da dinâmica de decolagem da aeronave neste trabalho, não incluem conceitos de cálculo variacional (por isto não foram aqui abordados), e sim os conceitos apresentados nas seções anteriores de derivadas parciais de primeira e segunda ordem. O objetivo desta seção é demonstrar que o modelo matemático que descreve a dinâmica da aeronave consiste num problema contínuo no tempo.

3.2.4 Método da parametrização

O método da parametrização consiste em técnicas que empregam algumas funções especiais para aproximar a trajetória dos controles e estados. Para tanto, deve-se ter uma estimativa de como os controles ou estados se comportam com o tempo. O método da parametrização é muito útil no tratamento de problemas de controle ótimo com vínculos de estado e de controle (Ma *et al.* 1994).

Em alguns problemas, a função de controle [$\mathbf{u}^*(t)$ para $t_i \leq t \leq t_f$] assume formas conhecidas, mas possuem magnitudes desconhecidas. Parâmetros de controle \mathbf{k} podem ser escolhidos para minimizar o índice de desempenho J , da mesma forma que um mínimo ordinário é encontrado. Não há garantias de que o controle paramétrico obtido seja realmente

ótimo. Porém, é uma solução viável, e pode ser a melhor solução encontrada para a função de controle admitida.

A otimização paramétrica é um conceito simples, que pode facilitar a determinação de uma solução ótima para sistemas dinâmicos complexos. Suponha o índice de desempenho apresentado na expressão [3-27].

$$J(t_0) = \phi(\mathbf{x}(T), T) + \int_{t_0}^T L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \quad [3-27]$$

O sistema dinâmico e suas condições de contorno são compostos pelas expressões [3-28] e [3-29].

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}^*(t), t) \quad [3-28]$$

$$\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \quad [3-29]$$

O controle parametrizado que otimiza o índice de desempenho J é mostrado pela expressão [3-30].

$$\mathbf{u}(t) = \mathbf{u}(\mathbf{k}, t) \quad t_0 < t < T \quad [3-30]$$

O objetivo é encontrar o valor de \mathbf{k} que minimiza J e que satisfaça as restrições dinâmicas. Funções de controle que são razoáveis para uma determinada aplicação podem não ser tão adequadas para uma outra aplicação. Se o controle assumir um valor constante durante um dado intervalo de tempo, o controle admissível deve ser descrito pela expressão [3-31].

$$u(k, t) = k \quad [3-31]$$

Caso o controle apresente um comportamento linear com o tempo, este deverá seguir a expressão [3-32].

$$u(k, t) = k_1 + k_2 t \quad [3-32]$$

Se a função de controle for melhor representada por um polinômio de grau n , o controle parametrizado deverá ter a forma da expressão [3-33].

$$u(k, t) = k_1 + k_2 t + k_3 t^2 + \dots + k_n t^{n-1} \quad [3-33]$$

Se a melhor função que se aproxime do controle ótimo for trigonométrica, a expressão deverá ser semelhante à expressão [3-34] ou qualquer combinação desejável.

$$u(k, t) = k_1 * \text{sen}(k_2 \pi t) \quad [3-34]$$

Fica claro, portanto, que a solução ótima paramétrica obtida em cada caso poderá ser bastante diferente, e não há regras gerais para selecionar o tipo da função de controle mais adequada. A utilização do menor número possível de parâmetros é sempre desejável, pois isto reduz os cálculos necessários. Entretanto, um número maior de parâmetros tende a aumentar a precisão da solução.

A otimização paramétrica apresenta uma solução ótima local para o controle do sistema dinâmico, pois, o resultado é dependente da escolha da função de controle $\mathbf{u}(\mathbf{k}, t)$. Melhores resultados podem ser obtidos após as primeiras soluções, trocando a função de controle $\mathbf{u}(\mathbf{k}, t)$ por outra que se adapte melhor à solução obtida anteriormente.

3.2.5 Técnica da função penalidade

A técnica da função penalidade visa facilitar a resolução do problema de otimização dinâmica. Esta técnica consiste em aproximar um problema com restrições num problema sem restrições. Ou seja, esta técnica é bastante recomendada em problemas dinâmicos onde a solução é dificultada devido a presença de restrições severas (Ma *et al.* 1994).

A técnica é aplicada adicionando-se ao índice de desempenho um termo de penalização, para o caso de violação das restrições estabelecidas. Suponha que se deseje minimizar um dado índice de desempenho J sujeito a restrição $\psi(\mathbf{x}(T), T) = 0$. Em vez de resolvermos o problema diretamente, ou seja, considerando o termo $\psi(\mathbf{x}(T), T) = 0$ como uma restrição imposta ao problema, vamos incluí-la no índice de desempenho e penalizá-la da forma apresentada na expressão [3-35].

$$J(t_0) = K \left[\psi(\mathbf{x}(t), T) \right]^2 + \phi(\mathbf{x}(T), T) + \int_{t_0}^T L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \quad [3-35]$$

O problema agora não está sujeito a restrições, mas todas as vezes que a restrição for desobedecida, o índice de desempenho será penalizado quanto maior for o valor da constante K . O valor desta dependerá da importância que as restrições têm no problema. Caso a restrição deva ser obedecida rigorosamente, a constante K deverá ser grande. Mas, caso possa ser dada uma pequena tolerância ao descumprimento da restrição, a constante K deverá assumir valores menores. Se o índice de desempenho for minimizado a partir de um controle $[\mathbf{u}^*(t) \text{ para } t_i \leq t \leq t_f]$, é bastante razoável esperar que a restrição $\psi(\mathbf{x}(T), T) = 0$ seja cumprida.

É importante ressaltar que, na prática, a técnica da função penalidade pode não se aproximar muito da solução ótima. Uma das razões para isto é que se o valor de K for muito grande, o índice de desempenho apresentará longos vales estreitos e profundos, contendo o controle ótimo no fundo destes. Outra dificuldade potencial é a criação de mínimos artificiais que não estão presentes no problema original.

3.2.6 Técnica da continuação

A técnica da continuação corresponde a um artifício matemático que busca aproximar a solução do mínimo global da função objetivo. Em problemas complexos, onde a solução varia bruscamente em seu domínio, o algoritmo de otimização (*fmincon.m*) não converge quando a estimativa inicial não estiver próxima da solução do problema. Uma saída para contornar este tipo de problema consiste em extrair informações do problema físico e aplicar a técnica da continuação.

Nesta técnica, a solução do problema obtida após a primeira tentativa de otimização é utilizada como estimativa inicial da próxima tentativa, e assim por diante, até que a solução apresente uma convergência aceitável para um determinado valor. Desta forma, a solução final do problema é obtida após algumas otimizações sucessivas.

3.2.7 Formulação do problema

O sistema dinâmico que rege a decolagem de uma aeronave é composto de equações diferenciais ordinárias não-lineares de primeira ordem da forma apresentada pela expressão [3-36].

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = f(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) \quad [3-36]$$

A este sistema de equações vamos associar um índice de desempenho que satisfaça os objetivos do problema.

$$J(t_0) = K \left[\psi(\mathbf{x}(T), T) \right]^2 + \phi(\mathbf{x}(T), T) + \int_{t_0}^T L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t) dt \quad [3-37]$$

A função custo $\phi(\mathbf{x}(T), T)$ depende do estado final e do tempo final, enquanto a função $L(\mathbf{x}(t), \mathbf{u}(t), t)$ depende do estado e do controle ao longo do intervalo de tempo. O controle da

decolagem será realizado através da deflexão do profundor da aeronave. Este controle é modelado por uma razão de polinômios de ordem 2.

$$u_1(k, t) = \frac{k_1 + k_2 t + k_3 t^2}{1 + k_4 t + k_5 t^2} \quad [3-38]$$

Polinômios de ordem superiores e tipos diferentes foram testados, mas a princípio o que mais se adequou ao problema foi o polinômio descrito na equação [3-38]. Esta função caracteriza bem o controle com um número reduzido de parâmetros indeterminados (k), o que diminui o tempo de processamento do algoritmo em busca do controle ótimo. As equações [3-39] e [3-40] exemplificam outras funções testadas. O controle ficou bem caracterizado por estas funções, mas em função do maior número de parâmetros, a equação [3-38] foi a selecionada como controle do problema.

$$u_1(k, t) = k_1 + k_2 t + k_3 t^2 + k_4 t^3 + k_5 t^4 + k_6 t^5 \quad [3-39]$$

$$u_1(k, t) = \frac{k_1 + k_2 t + k_3 t^2 + k_4 t^3}{1 + k_5 t + k_6 t^2 + k_7 t^3} \quad [3-40]$$

O problema do controle ótimo contínuo no tempo será encontrar o controle $\mathbf{u}^*(t)$ que direciona a trajetória de decolagem $\mathbf{x}(t)$ de forma que o índice de desempenho seja minimizado, e ainda que as restrições e batentes sejam obedecidos ($\psi(\mathbf{x}(T), T) = 0$).

O papel das funções ϕ e ψ não devem ser confundidas. A função ϕ é definida apenas no estado final, e deseja-se fazer com que seu valor seja pequeno. Por outro lado, a função ψ é definida no estado final, e seu valor deve ser fixo e igual a zero.

4. Modelagem do Sistema Dinâmico da Aeronave

4.1 Sistema de eixos

Para descrever o movimento de um avião é necessário definir sistemas de referências apropriados para a formulação das equações do movimento. A escolha de um sistema de coordenadas, que se ajuste bem aos objetivos do problema, pode simplificar bastante o esforço matemático para alcançar a solução.

Algumas hipóteses são consideradas pelos sistemas de coordenadas descritos nos próximos parágrafos.

- O avião é um corpo rígido;
- A massa da aeronave é constante;
- A aeronave é simétrica em relação ao plano vertical longitudinal;
- A terra é plana;
- A terra é o referencial inercial.

As hipóteses citadas acima são plenamente justificáveis, em função das baixas velocidades envolvidas, dos pequenos deslocamentos espaciais e da curta duração das simulações.

No sistema de eixos do vento, a origem é fixa no *CG* da aeronave, e o eixo *X* encontra-se localizado ao longo do vetor velocidade relativo ao vento. O eixo *Z* é obtido no plano de simetria da aeronave, e o eixo *Y* ao longo da semi-asa direita. Este sistema é rotacionado a partir do sistema de eixos do corpo por um ângulo α em torno do eixo *Y*, e de um ângulo β em torno do eixo *Z*. Os eixos do vento permitem definir as forças e derivadas aerodinâmicas, e estão alinhados com o vetor velocidade relativo ao vento, ou velocidade verdadeira.

A origem do sistema de eixos do corpo é fixa no *CG* da aeronave, sendo o eixo *X* orientado ao longo do eixo longitudinal da aeronave. O eixo *Z* encontra-se no plano de simetria, e o eixo *Y* é direcionado pela semi-asa direita da aeronave. Os eixos do corpo coincidem com os principais eixos de inércia da aeronave, o que torna os produtos de inércia iguais a zero, e simplificam as equações do movimento de rotação da aeronave.

O sistema de eixos da terra é fixo em um referencial inercial, sendo denominado também de sistema coordenado inercial. O eixo *Z* é direcionado de acordo com vetor da aceleração da gravidade, e os eixos *X* e *Y* são, tipicamente, orientados nas direções norte e leste,

respectivamente. O sistema de eixos da terra é um sistema de coordenadas observacional não girante com origem na superfície da Terra.

As equações do movimento podem ser escritas em qualquer um desses sistemas, a escolha é apenas uma questão de conveniência. A transformação de um sistema de coordenadas para o outro permite relacionar esses vários sistemas em termo das rotações de um sistema em relação ao outro.

Neste trabalho, as equações do movimento de translação da aeronave estão decompostas nos eixos coordenados da terra (inercial), enquanto que as equações de rotação estão decompostas nos eixos coordenados do corpo. A Figura 4-1 apresenta desenho esquemático com os eixos coordenados da aeronave e suas respectivas rotações.

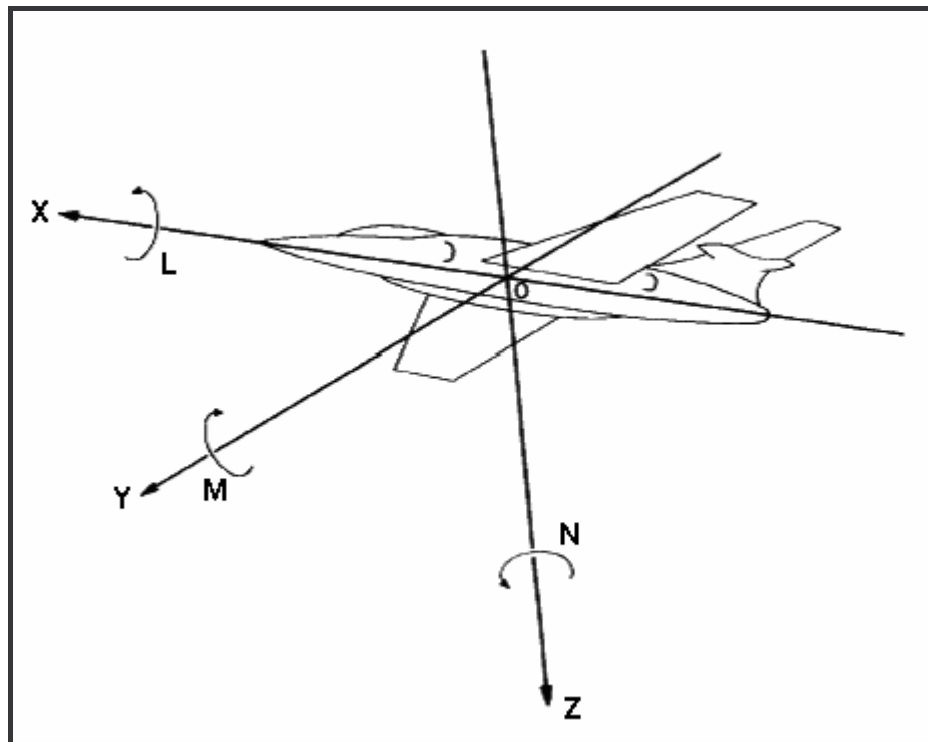


Figura 4-1 – Sistema de eixos do corpo

Os ângulos que definem a rotação entre os sistemas de coordenadas de eixos apresentados acima são explicitados na Tabela 4-1 e na Figura 4-2. Estes ângulos definem a dinâmica de arfagem da aeronave.

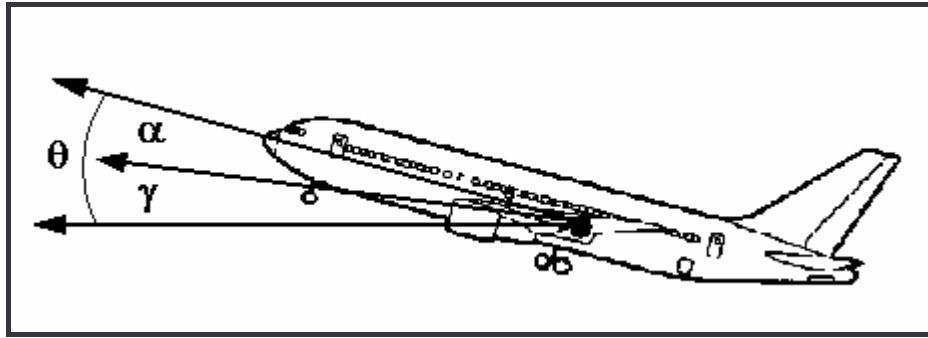


Figura 4-2 – Esquema gráfico dos ângulos de arfagem da aeronave

Ângulos de Arfagem da Aeronave		
α	Ângulo de Ataque – corresponde ao ângulo entre a velocidade verdadeira da aeronave e o eixo longitudinal da aeronave. O coeficiente de sustentação da aeronave é diretamente proporcional a este ângulo.	$C_l = f(\alpha)$
γ	Ângulo de Trajetória – corresponde ao ângulo entre o horizonte (eixo X do sistema de coordenadas da terra) e a velocidade verdadeira da aeronave. O gradiente de subida da aeronave é proporcional ao seno deste ângulo.	$\phi = \text{sen}(\gamma)$
θ	Ângulo de Atitude – corresponde ao ângulo entre o horizonte (eixo X do sistema de coordenadas da terra) e o eixo longitudinal da aeronave. O somatório dos ângulos de ataque e de trajetória resulta neste ângulo.	$\theta = \alpha + \gamma$

Tabela 4-1 – Descrição dos ângulos de arfagem da aeronave

4.2 Modelo atmosférico

O modelo atmosférico utilizado neste trabalho é o da Atmosfera Padrão Internacional (ISA). Neste modelo a temperatura e a densidade atmosférica são funções explícitas da altitude da pista da qual a aeronave irá operar. Para altitudes inferiores a 11000 m, as equações que regem este modelo são demonstradas pelas expressões [4-1] e [4-2].

$$T_{EMP} = 15 - 0.0065H + \Delta ISA \quad [4-1]$$

e

$$\rho \left(\text{kg} / \text{m}^3 \right) = \rho_0 \frac{\left(\frac{(T_{EMP} + 273.15 - \Delta ISA)}{288.15} \right)^{5.2561}}{\left(\frac{(T_{EMP} + 273.15)}{288.15} \right)} \quad [4-2]$$

4.3 Modelo aerodinâmico

Forças e momentos aerodinâmicos que agem sobre a aeronave são caracterizados em termos de coeficientes adimensionais. Estes coeficientes são funções dos ângulos aerodinâmicos (neste caso o ângulo de ataque), das velocidades angulares (neste caso a velocidade de arfagem), e da deflexão de superfícies de controle (neste caso o profundor e o flap). Os coeficientes de momento incluem ainda uma correção de acordo com o posicionamento do centro de gravidade da aeronave, o qual é função do peso de decolagem.

$$C_L = C_L(\alpha, \delta_P, \delta_F) \quad [4-3]$$

$$C_D = C_D(\alpha, \delta_P, \delta_F) \quad [4-4]$$

$$C_{M0} = C_{M0}(\alpha, \delta_P, \delta_F, q, CG) \quad [4-5]$$

4.4 Modelo propulsivo

O modelo propulsivo utilizado neste trabalho é baseado em tabelas de tração de aeronaves que apresentavam razões tração-peso (T/W) semelhantes à aeronave *CJI*. Sobre estas tabelas foram aplicados coeficientes de ajustes para atingir os níveis de tração requeridos para a aeronave. A tração é tipicamente calculada através de interpolações lineares, em função da altitude, temperatura ambiente e velocidade da aeronave.

$$T(N) = T(V, H, ISA) \quad [4-6]$$

As tabelas de tração utilizadas abrangem temperaturas que variam de $ISA+0^\circ C$ até $ISA+35^\circ C$, e altitudes entre o nível do mar e 4876 m (16000 ft).

4.5 Modelo gravitacional

O modelo gravitacional adota algumas hipóteses simplificadoras. A primeira assume que a terra é plana e sem rotação. A segunda assume que o campo gravitacional é uniforme, de forma que o centro de massa e de gravidade sejam coincidentes, não havendo, portanto, momentos gravitacionais atuando na aeronave ou mudanças na aceleração da gravidade com a altitude. Deste modo, a aceleração da gravidade é uma constante e assume o valor apresentado abaixo.

$$g = 9.8065 \text{ m/s}^2 \quad [4-7]$$

4.6 Efeito solo

A proximidade com relação ao solo (fases de decolagem ou pouso), afeta as características aerodinâmicas da aeronave. A proximidade da aeronave em relação ao solo força o escoamento a conformar-se ao chão, fazendo com que os efeitos viscosos (vórtices de ponta de asa) sejam reduzidos.

A consequência direta do efeito solo sobre o desempenho da aeronave corresponde a um incremento no coeficiente de sustentação, acompanhado de uma redução no coeficiente de arrasto induzido.

O coeficiente de sustentação corrigido pelo efeito solo pode ser calculado através da expressão [4-8].

$$C_{Lg} = C_L \frac{C_{L\alpha g}}{C_{L\alpha}} - C_{L\alpha g} \Delta\alpha_{0g} \quad [4-8]$$

A redução do arrasto induzido da aeronave devido ao efeito solo é calculada pela expressão [4-9].

$$C_{Dg} = C_D - \sigma' \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad [4-9]$$

A nomenclatura para os coeficientes aerodinâmicos será mantida, ou seja, os termos C_L e C_D descritos deste ponto em diante já estão corrigidos pelo efeito solo ($C_L = C_{Lg}$ e $C_D = C_{Dg}$). Maiores detalhes sobre o método utilizado para estimar o efeito solo são encontrados no apêndice 8.4.

4.7 Envelope de peso e centragem

O centro de gravidade é determinado em função do peso de decolagem da aeronave, e sua posição é fornecida em termos percentuais da corda média aerodinâmica (c). O passeio do centro de gravidade para a aeronave *CJ1* pode ir de 3,36% até 19,81% da corda média aerodinâmica (quanto maior o peso de decolagem, mais traseiro é o centro de gravidade). A Figura 4-3 apresenta o envelope do centro de gravidade estimado para a aeronave em questão.

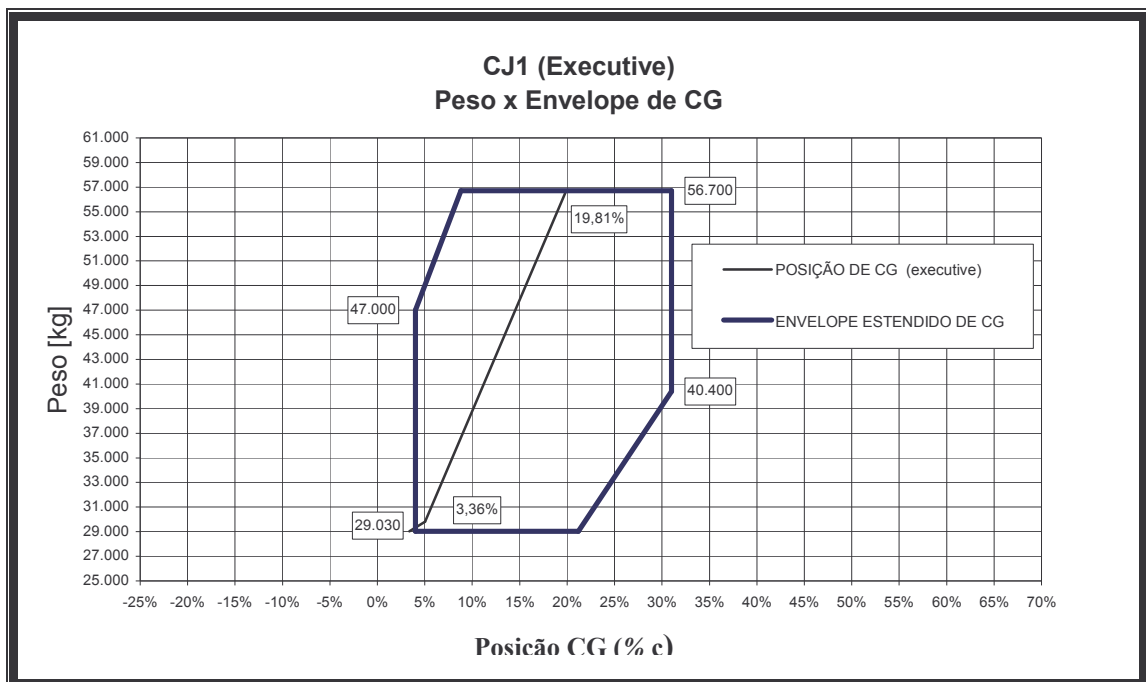


Figura 4-3 – Envelope de CG da aeronave *CJ1*

4.8 Fatores que influenciam na distância de decolagem

Desempenho ótimo durante a decolagem é de interesse primário na operação de qualquer aeronave. Para uma determinada pista, o desempenho irá definir se a aeronave poderá ou não operar. Como citado anteriormente, aeronaves cuja operação é limitada tornam-se pouco interessantes do ponto de vista comercial.

A aeronave deve decolar com uma velocidade segura, que permita uma margem suficiente acima da velocidade de estol, um controle satisfatório e uma razão de subida adequada. Geralmente, a velocidade de descolamento (V_{LOF}) corresponde a uma porcentagem fixa da velocidade de estol ou da velocidade de mínimo controle para a aeronave na configuração de

decolagem. O descolamento será acompanhado de um valor particular de sustentação e ângulo de ataque. Dependendo das características da aeronave, o descolamento acontecerá em uma velocidade entre 1.07 e 1.25 vezes a velocidade de estol ou de mínimo controle.

Distâncias mínimas de decolagem estão diretamente associadas à capacidade de aceleração da aeronave durante a corrida no solo. As forças atuantes na aeronave podem estar ou não sob o controle do piloto, e varias técnicas podem ser necessárias em certas aeronaves para manter a aceleração no seu valor máximo.

A tração é a principal força responsável pela aceleração. Outras forças que também contribuem para aceleração, mas no sentido contrário ao da tração são: o atrito com o solo e o arrasto. Distâncias mínimas de decolagem exigem aceleração máxima. Sustentação e arrasto são produzidos a medida que a aeronave ganha velocidade, pois essas forças dependem do ângulo de ataque e da pressão dinâmica exercida sobre a aeronave.

O efeito do vento na distância de decolagem é bastante razoável, e deve ser levado em conta ao se calcular a distância de decolagem quando este efeito estiver presente. O vento de proa permite que a aeronave alcance velocidades relativas maiores (a velocidade do vento é adicionada a da aeronave, provocando um aumento no seu desempenho durante a decolagem). Ao contrário, o vento de cauda conduz a aeronave a velocidades relativas menores (a velocidade do vento é subtraída a da aeronave, prejudicando o desempenho durante a decolagem).

As velocidades de decolagem especificadas no manual de vôo de uma aeronave são geralmente as velocidades mínimas nas quais a aeronave pode decolar com total segurança. Qualquer tentativa de decolar com velocidades abaixo das recomendadas pode conduzir a aeronave a entrar em uma condição de difícil controle, ou apresentar gradiente insuficiente (baixa razão de subida). Por outro lado, velocidades elevadas podem melhorar a razão de subida inicial da aeronave, mas em contrapartida aumentarão a distância necessária para a decolagem (a distância de decolagem varia proporcionalmente com o quadrado da velocidade).

Fatores atmosféricos locais afetam diretamente o desempenho da aeronave durante a decolagem. Por exemplo, uma redução na densidade atmosférica afeta o desempenho dos motores causando uma redução na força de tração, e conseqüentemente, na capacidade de aceleração da aeronave. Isto implica em um considerável aumento na distância de decolagem. A magnitude da redução da força de tração depende muito do tipo do motor.

Se uma aeronave de determinado peso e configuração é operada em altitudes superiores ao nível do mar, a aeronave necessitará da mesma pressão dinâmica para descolar, isto é, a

aeronave irá descolar na mesma velocidade indicada do nível do mar, mas, devido a redução da densidade, a velocidade verdadeira será maior. A medida que a altitude da pista aumenta, as distâncias requeridas antes da aeronave atingir as velocidades V_R , V_{LOF} e V_{35} aumentam. O mesmo raciocínio é válido para aumentos sucessivos de temperatura (a densidade atmosférica varia inversamente com a temperatura).

O aumento de peso também afeta a capacidade de aceleração da aeronave, comprometendo o desempenho na decolagem.

Em pistas que apresentam inclinação positiva, o desempenho de decolagem é prejudicado devido a componente do peso decomposta na direção longitudinal da aeronave ser contrária ao sentido da tração da aeronave. A distância de decolagem será maior, mas em contrapartida, a distância necessária para abortar a decolagem, em casos de falha do motor, será menor. Em pistas de inclinação negativa, a componente do peso é decomposta no mesmo sentido da tração, o que resulta num aumento do desempenho da aeronave. A distância de decolagem é diminuída, mas caso seja necessário abortar a decolagem, a distância será maior.

Quanto maior for a deflexão do flap, menores serão as velocidades V_R e V_{LOF} , diminuindo conseqüentemente a distância requerida para decolagem. Em contrapartida, haverá um aumento no arrasto aerodinâmico e, portanto, uma redução no gradiente de subida. Em casos de pista curta, maiores deflexões de flap são recomendadas. Já no caso de aeroportos localizados em grandes altitudes ou locais de elevada temperatura, deflexões menores são as mais indicadas para garantir uma subida com o gradiente exigido.

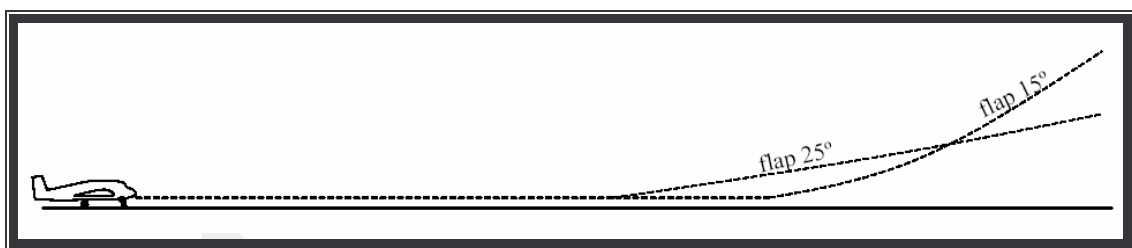


Figura 4-4 – Efeito do flap na distância de decolagem da aeronave

A condição crítica para desempenho em decolagem resulta de uma combinação de alto peso, altitude elevada, alta temperatura e vento de cauda. Esta combinação de fatores resultará em elevadas distâncias de decolagem.



Figura 4-5 – Decolagem da aeronave EMBRAER 170

4.9 Metodologia

Nos estudos de desempenho é usual considerar-se a aeronave como sendo uma massa pontual. No modelo massa-ponto, o controle utilizado é o ângulo de ataque. Sem outras hipóteses adicionais, este modelo admite variação instantânea de ângulo de ataque ou fator de carga nominal.

Outra forma de modelar a aeronave nos cálculos de desempenho consiste em considerá-la como sendo um corpo rígido. O modelo de corpo rígido é mais completo e representativo da dinâmica de decolagem do que o modelo massa-ponto. O modelo de corpo rígido leva em consideração a dinâmica de arfagem da aeronave, e o controle é a deflexão do profundor.

As equações que governam a dinâmica de qualquer corpo vêm da segunda lei de Newton. Todas as forças e momentos são transformados para os eixos do corpo e as variações referem-se ao sistema inercial.

$$F = \frac{d}{dt}(mV) \quad \text{e} \quad M = \frac{d}{dt}H_a \quad [4-10]$$

O modelo adotado para este estudo trata a aeronave como um corpo rígido (ou seja, com dinâmica de arfagem) simétrico ao longo do plano XZ. Desta forma, a aeronave é controlada por meio de superfícies aerodinâmicas, que neste caso é o profundor. Forças e momentos

atuantes na aeronave são de origem aerodinâmica, propulsiva, gravitacional e de reação no solo (forças normais). Foi assumido que a tração atua ao longo da direção X. O campo gravitacional foi considerado uniforme, de forma que os centros de gravidade e de massa sejam coincidentes, e que não haja variações da aceleração da gravidade com a altitude.

Nenhum tipo de controle lateral foi considerado, uma vez que apenas se pretendeu simular o movimento longitudinal. O controle da atitude de arfagem, através do profundor, é usado para rotacionar a aeronave na decolagem e manter a velocidade durante a subida.

Algumas restrições são impostas direta ou indiretamente na deflexão do profundor, além dos batentes de deflexões máximas e mínimas. Estas restrições são de natureza aerodinâmica, estrutural e operacional, cujo objetivo visa não permitir exceder os fatores de carga e velocidades de arfagem máximas positivas e negativas.

A decolagem é decomposta neste trabalho em três fases bem distintas. A primeira consiste na corrida no solo até que a aeronave atinja a velocidade de rotação (V_r). Neste ponto a aeronave começa a rotacionar em torno dos seus trens de pouso principais até que um determinado ângulo de ataque (α) seja atingido. A segunda fase termina exatamente quando a aeronave atinge a velocidade na qual os trens de pouso principais descolam do chão. Neste ponto a aeronave assume um ângulo de trajetória (γ), que irá determinar a razão de subida (ROC). A terceira fase encerra-se no momento em que o ponto mais baixo da aeronave atinge a altura de 35 ft , obedecendo aos requisitos de certificação impostos pela FAR-25.

Momentos e forças aerodinâmicas agindo na aeronave são caracterizados em termos de coeficientes adimensionais. Estes coeficientes são calculados através de expressões que envolvem a geometria da aeronave, incluindo as deflexões das superfícies de controle tais como flaps e profundor. Os coeficientes adimensionais são usados nas equações de estado que descrevem a dinâmica da aeronave.

A densidade do ar e a velocidade do som são calculadas usando relações que modelam a atmosfera padrão.

As equações do movimento de uma aeronave são equações diferenciais ordinárias não-lineares de primeira ordem. Como não há forma de obter-se uma solução exata, torna-se necessário utilizar métodos de integração numérica. Para tal foram utilizados algoritmos presentes no Matlab que são baseados em métodos explícitos de Runge-Kutta de segunda e quarta ordem.

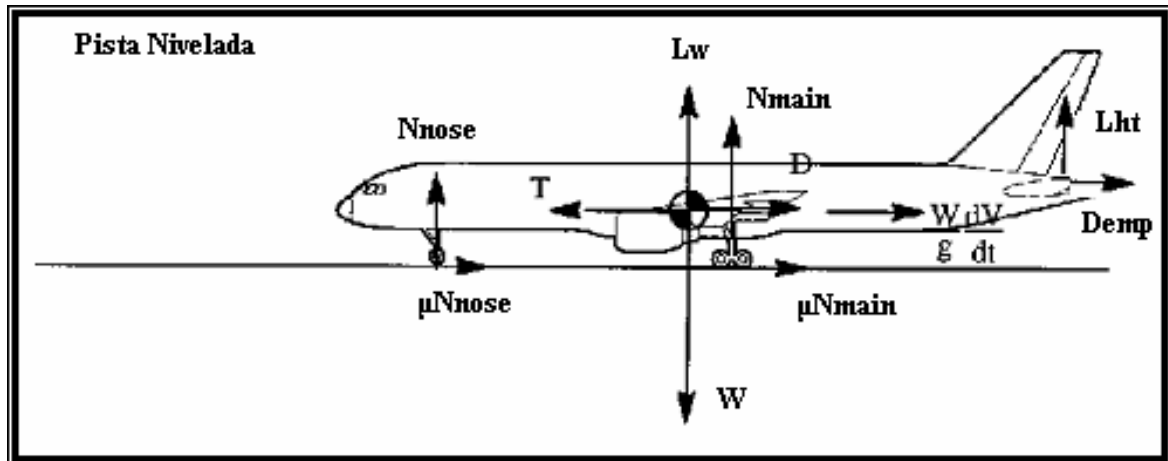


Figura 4-6 – Forças que atuam na aeronave durante a decolagem

A trajetória da aeronave durante a decolagem é simulada pelas equações do movimento de translação nas coordenadas cartesianas X e Z, pela equação do momento em torno do eixo Y, e por relações cinemáticas e geométricas. Todas as fases da decolagem são representadas pelo mesmo conjunto de equações.

As relações [4-11] a [4-17] são utilizadas nas equações apresentadas ao longo do trabalho.

$$q_{din} = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad [4-11]$$

$$L_w = q_{din} S C_{Lw} \quad [4-12]$$

$$L_{ht} = q_{din} S C_{Lht} \quad [4-13]$$

$$L = L_w + L_{ht} \quad [4-14]$$

$$D = q_{din} S C_D \quad [4-15]$$

$$M_0 = q_{din} S \bar{c} C_{M0} \quad [4-16]$$

$$M_{0ht} = q_{din} S \bar{c} C_{M0ht} \quad [4-17]$$

As equações dos movimentos de translação e rotação que compõem a dinâmica da aeronave são apresentadas nas expressões [4-18], [4-19] e [4-20].

$$n_{eng} T \cos(\alpha) - D - W \sin(\gamma) - \mu N_{main} - \mu N_{nose} = m \dot{V} \quad [4-18]$$

$$n_{eng} T \sin(\alpha) + L + N_{main} + N_{nose} - W \cos(\gamma) = m V \dot{\gamma} \quad [4-19]$$

$$M_0 + M_{0ht} - L_w x_1 - L_{ht} x_2 + n_{eng} T \cos(\alpha) x_3 + n_{eng} T \sin(\alpha) x_4 \\ D_{emp} x_5 - D_{np} x_6 - D_{Gear} x_7 - N_{main} x_5 + N_{nose} x_6 - \mu N_{main} x_7 - \mu N_{nose} x_8 = I_y \dot{q} \quad [4-20]$$

Completam o sistema descrito acima as relações cinemáticas e geométricas.

$$q = \dot{\alpha} + \dot{\gamma} \quad [4-21]$$

$$V \cos(\gamma) = \dot{X} \quad [4-22]$$

$$V \sin(\gamma) = \dot{H} \quad [4-23]$$

O algoritmo utilizado na busca da solução ótima para o problema é baseado no método de programação quadrática seqüencial (SQP). Neste método, são gerados subproblemas quadráticos (QP), cuja solução é usada para indicar a direção de busca do ponto ótimo. Este método apresenta algoritmos que aproximam valores para os gradientes e para a matriz hessiana das funções objetivo e de restrição, baseados no método de Quasi-Newton.

Problemas de otimização tipicamente envolvem índices de desempenho e funções de restrição. O objetivo é encontrar valores máximos ou mínimos para o índice de desempenho sem ferir as restrições e batentes impostos pela física do problema.

O método de otimização aqui utilizado é do tipo paramétrico, onde o controle do profundor é aproximado por uma função conhecida, mas de coeficientes indeterminados. Um dos problemas da otimização paramétrica é a tendência de encontrar-se a solução ótima local em vez da solução ótima global. Soma-se a isto os efeitos das restrições que algumas vezes dificultam a determinação da solução ótima.

Neste problema, o critério de desempenho (função objetivo) contém a distância de decolagem necessária para a aeronave atingir uma altura de 35 *ft*, em relação ao solo, e um termo de penalização sobre a razão de subida a 35 *ft* de altura. A técnica da penalização é aplicada na função objetivo da forma apresentada pela expressão [4-24].

$$f_{objetivo} = S_{TO} + K \left| (ROC - ROC_{ótimo}) \right| \quad [4-24]$$

O profundor da aeronave opera em uma faixa de deflexão que vai de -25° , a cabrar, até 15° , a picar. O controle do profundor é modelado (parametrizado) de acordo com uma divisão de polinômios de grau dois, dependente exclusivamente da velocidade da aeronave. A deflexão do profundor é representada pela expressão [4-25].

$$\delta_p = \frac{a_0 + a_1V + a_2V^2}{1 + a_3V + a_4V^2} \quad [4-25]$$

As velocidades V_R , V_{LOF} e V_{35} , bem como os coeficientes das equações acima podem variar entre valores máximos e mínimos, fixados de maneira conveniente, de forma que o processo de otimização encontre o valor ótimo de cada um que fará o controle do profundor ser ótimo. O processo de otimização consiste de minimizações sucessivas até que se encontre uma das soluções que atenda aos requisitos da função objetivo, mas que obedeça os batentes de controle, as restrições da aeronave e os requisitos dos órgãos de certificação aeronáutica.

O conjunto de restrições impostas ao problema de otimização de decolagem está apresentado na Tabela 4-2.

Restrições da Aeronave		
Variável	Valor Mínimo	Valor Máximo
δ_p	-25°	15°
H	35 ft	-
α	0°	$9,5^\circ$
θ	0°	15°
V_R	$1.07 V_S$	-
V_{LOF}	V_R	V_{35}
V_{35}	$1.25 V_S$	-
ϕ_{35}	5.6%	-

Tabela 4-2 – Vínculos de estado e controle presentes no problema de otimização de decolagem

Neste trabalho, o cálculo de otimização é considerado apenas para os casos de decolagens bi-motor sob qualquer condição de temperatura, altitude, peso e deflexão de flap. A aeronave é definida através de sua geometria, dos seus coeficientes aerodinâmicos e pelas tabelas de tração do motor.

5. Resultados

5.1 Algoritmos da simulação numérica

O ambiente de programação utilizado para realizar as simulações numéricas deste trabalho é o MATLAB Versão 6.5 Release 13. Este software apresenta um conjunto de algoritmos em suas “toolbox” para solução de diversos problemas matemáticos. Dois algoritmos presentes nas “toolbox” do MATLAB são usados nesta simulação. O primeiro otimiza a função objetivo (*fmincon.m*), e o segundo resolve o sistema de equações diferenciais ordinárias que modelam a dinâmica da aeronave (*ode15s.m*). Os demais algoritmos, construídos ao longo do desenvolvimento deste trabalho, calculam os dados básicos necessários à simulação, e, apresentam os resultados da otimização de forma que possam ser discutidos e avaliados. As rotinas utilizadas nas simulações numéricas são descritas na Tabela 5-1. Os fluxogramas dos principais algoritmos são apresentados nos apêndices deste trabalho.

Algoritmo	Descrição
decolagem.m	Estrutura principal do programa.
fmincon.m	Ferramenta de otimização (minimização) disponível no MATLAB.
minimo.m	Calcula a função objetivo do problema que será otimizada pela rotina <i>fmincon.m</i>
ode15s.m	Ferramenta de solução de equações diferenciais ordinárias disponível no MATLAB.
dinamica.m	Calcula o sistema de equações diferenciais ordinárias do problema que será resolvido pela rotina <i>ode15s.m</i>
restricoes.m	Calcula os batentes e restrições do problema que serão avaliados pela rotina <i>fmincon.m</i>
entrada.m	Fornece os dados básicos da aeronave (geometria e massa) e os dados do aeroporto (coeficiente de atrito da pista, altitude e temperatura).
atmosfera.m	Calcula a densidade atmosférica para as condições fornecidas pela rotina entrada.
CG.m	Calcula a posição do centro de gravidade da aeronave.

Algoritmo	Descrição
sustentacao.m	Calcula o coeficiente de sustentação e o coeficiente de sustentação máximo da aeronave.
profundor.m	Calcula o coeficiente de sustentação da empenagem da aeronave.
arrasto.m	Calcula o coeficiente de arrasto dos principais componentes da aeronave (asa, fuselagem, motor, empenagens, etc).
efeito_solo.m	Corrige o coeficiente de sustentação e o coeficiente de arrasto devido a proximidade da aeronave com o solo.
deck_motor.m	Calcula a tração gerada pelo motor em função das condições atmosféricas e da velocidade da aeronave.
graficos.m	Gera os gráficos para análise das simulações.
aceleracao.m	Calcula as acelerações desenvolvidas pela aeronave.
validacao.m	Calcula a distância de decolagem através dos métodos Roskam, Torenbeek e Boeing para validar a distância de decolagem calculada pela rotina decolagem.
decolagem_alfai.m	Estrutura principal do programa contendo o ângulo de incidência asa fuselagem como variável a otimizar.

Tabela 5-1 – Descrição dos algoritmos usados na otimização do desempenho de decolagem

5.2 Procedimentos da otimização

Todo método numérico de otimização necessita de uma estimativa inicial para iniciar o cálculo das iterações. Evidentemente, o número de iterações e o vetor de controle ótimo, obtidos a partir da simulação numérica, irão depender fortemente da qualidade da estimativa inicial. Se esta estiver próxima de um ponto estacionário, o tempo de simulação será curto (menor número de iterações) e o resultado será mais preciso. Pelo contrário, se a estimativa estiver distante de um ponto estacionário, o tempo será longo (maior número de iterações) e o resultado será menos preciso.

Quando a estimativa inicial fere uma ou mais restrições, o algoritmo de otimização fica bastante penalizado. O resultado obtido a partir de otimizações nestas condições é caracterizado por um vetor de controle $\mathbf{u}(t)$ bastante semelhante à estimativa inicial. Deste modo, é necessário que as variáveis violadas deixem de atuar como restrições do problema, e passem a constituir a função objetivo como penalizações nas primeiras simulações, até que

seja obtido uma estimativa inicial que não viole nenhum dos vínculos de estado ou controle. Com esta estimativa calibrada, as variáveis antes violadas são retiradas da função objetivo, e passam a constituir novamente como restrições do problema. O vetor de controle ótimo $\mathbf{u}(t)$ é obtido, deste modo, sem maiores dificuldades.

A técnica da continuação foi bastante empregada durante as simulações. Em casos nos quais a estimativa inicial encontrava-se bem afastada do vetor de controle ótimo, este procedimento teve que ser realizado algumas vezes. Em média, o vetor de controle ótimo foi transformado em estimativa inicial de quatro a seis vezes em cada simulação, para que fosse atingida uma tolerância razoável entre a penúltima e a última solução obtida.

A função objetivo, apresentada na equação [4-23], é composta pela distância de decolagem e por uma penalização que exige um valor razoável da razão de subida, calculada no instante que a aeronave está a 35 *ft* de altura. A equação [4-23] é apresentada aqui novamente.

$$f_{\text{objetivo}} = S_{TO} + K \left| (ROC - ROC_{\text{ótimo}}) \right| \quad [5-1]$$

Função Objetivo	<i>K</i>	Descrição do Objetivo
01	0,00	Minimizar exclusivamente a distância de decolagem, sem preocupar-se com a razão de subida obtida após a decolagem.
02	0,50	Obter uma solução de compromisso entre a distância de decolagem e a razão de subida. Ou seja, a aeronave deve decolar com uma distância pequena, mas deve continuar o voo com uma razão de subida razoável.
03	1,00	Obter uma solução que prioriza mais a penalização da razão de subida. Ou seja, a distância de decolagem é otimizada, mas a penalização tem um peso forte na função objetivo.

Tabela 5-2 – Valores da constante de penalização *K*

O valor da constante de penalização *K* irá determinar qual a importância da razão de subida na função objetivo. Valores baixos irão priorizar a minimização quase que exclusivamente da distância de decolagem. Pelo contrário, valores altos irão retornar um resultado de compromisso entre a distância de decolagem e a razão de subida. A função objetivo é minimizada em todos os casos, mas, o vetor de controle ótimo obtido é dependente

do valor da constante de penalização K . Foram realizadas simulações envolvendo três valores para a constante K . A Tabela 5-2 apresenta os valores de K e o objetivo esperado em cada simulação.

5.3 Simulações numéricas otimizadas

Um conjunto de simulações foi definido para avaliar o algoritmo *decolagem.m*. Estas simulações envolvem variações da função objetivo, do ângulo de flap de decolagem, da massa da aeronave, das condições atmosféricas do ambiente e da altitude do aeroporto. Uma simulação a parte permitiu que a aeronave otimizasse o ângulo de incidência asa fuselagem (α_i) adequado para a decolagem. Nas demais simulações, o ângulo de incidência asa fuselagem é igual a zero ($\alpha_i=0$). A Tabela 5-3 e Tabela 5-4 apresentam a descrição das simulações executadas.

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01	20,00	0,00	0,00	56515,00	01
02	20,00	0,00	0,00	56515,00	02
03	20,00	0,00	0,00	56515,00	03
04	12,00	0,00	0,00	56515,00	01
05	12,00	0,00	0,00	56515,00	02
06	12,00	0,00	0,00	56515,00	03
07	7,00	0,00	0,00	56515,00	01
08	7,00	0,00	0,00	56515,00	02
09	7,00	0,00	0,00	56515,00	03
10	20,00	0,00	0,00	48515,00	01
11	20,00	0,00	0,00	48515,00	02
12	20,00	0,00	0,00	48515,00	03
13	20,00	0,00	0,00	41110,00	01
14	20,00	0,00	0,00	41110,00	02
15	20,00	0,00	0,00	41110,00	03
16	20,00	0,00	15,00	56515,00	01
17	20,00	0,00	15,00	56515,00	02
18	20,00	0,00	15,00	56515,00	03
19	20,00	0,00	30,00	56515,00	01
20	20,00	0,00	30,00	56515,00	02
21	20,00	0,00	30,00	56515,00	03
22	20,00	1000,00	0,00	56515,00	01
23	20,00	1000,00	0,00	56515,00	02
24	20,00	1000,00	0,00	56515,00	03
25	20,00	2000,00	0,00	56515,00	01
26	20,00	2000,00	0,00	56515,00	02
27	20,00	2000,00	0,00	56515,00	03

Tabela 5-3 – Simulações executadas

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
28	20,00	0,00	0,00	56515,00	01
29	20,00	0,00	0,00	56515,00	02
30	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

Tabela 5-4 – Simulações com o ângulo de incidência asa fuselagem como parâmetro a otimizar

As simulações estão apresentadas nas páginas a seguir. Cada página apresenta uma simulação que contém gráficos e variáveis que representam o desempenho de decolagem da aeronave. Os gráficos apresentados estão relacionados na Tabela 5-5, e as variáveis estão descritas na Tabela 5-6.

Gráfico	Descrição
01	Velocidade (<i>m/s</i>) x Deflexão do profundor (<i>graus</i>)
02	Distância de Decolagem (<i>m</i>) x Altura (<i>m</i>)
03	Velocidade (<i>m/s</i>) x Ângulo de Ataque (<i>graus</i>)
04	Velocidade (<i>m/s</i>) x Ângulo de Trajetória (<i>graus</i>)
05	Velocidade (<i>m/s</i>) x Velocidade de Arfagem (<i>graus/s</i>)
06	Distância de Decolagem (<i>m</i>) x Razão de Subida (<i>ft/min</i>)

Tabela 5-5 – Gráficos para análise do desempenho de decolagem

Variável	Descrição	Variável	Descrição
S_{NGR} (<i>m</i>)	Distância de rolamento	Δt_{V_R} (<i>s</i>)	Tempo entre $V=0$ e V_R
S_R (<i>m</i>)	Distância de rotação	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (<i>s</i>)	Tempo entre V_R e V_{LOF}
S_A (<i>m</i>)	Distância percorrida no ar	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (<i>s</i>)	Tempo entre V_{LOF} e V_{35}
S_{TO} (<i>m</i>)	Distância de decolagem total	$\Delta t_{V_{35}}$ (<i>s</i>)	Tempo de decolagem total
V_R (<i>m/s</i>)	Velocidade de rotação	H (<i>ft</i>)	Altura
V_{LOF} (<i>m/s</i>)	Velocidade de descolamento	ROC (<i>ft/min</i>)	Razão de subida a 35 <i>ft</i>
V_{35} (<i>m/s</i>)	Velocidade inicial de subida	ϕ_{35} (%)	Gradiente a 35 <i>ft</i>
V_S (<i>m/s</i>)	Velocidade de Estol	<i>Restrições Violadas</i>	Relata se restrições foram violadas (sim ou não)

Tabela 5-6 – Variáveis para análise do desempenho de decolagem.

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

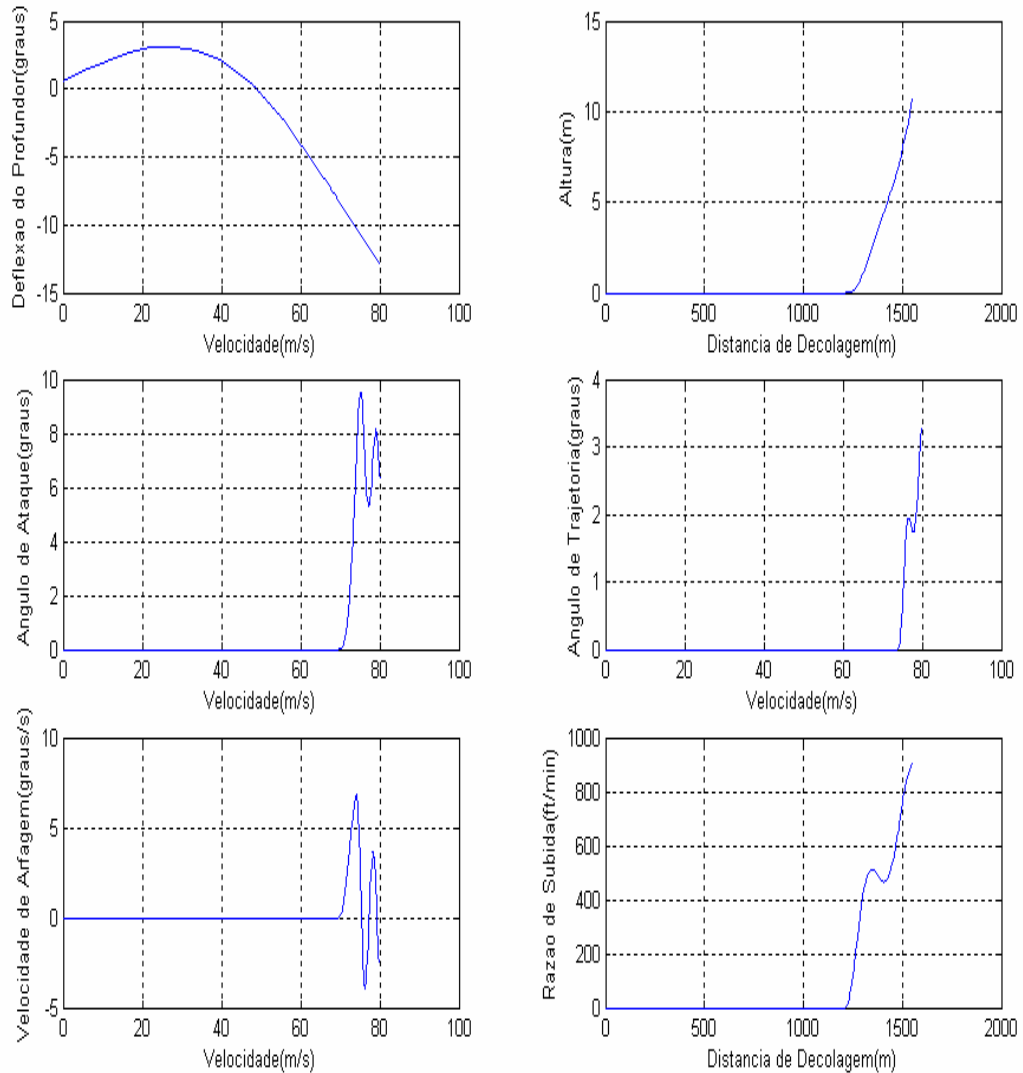


Figura 5-1 – Gráficos da otimização número 01

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1064,50	156,13	333,60	1554,23
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
70,12	74,16	80,01	63,20
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
28,24	2,16	4,31	34,71
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	900,82	5,71	Não

Tabela 5-7 – Dados da otimização número 01

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
02	20,00	0,00	0,00	56515,00	02

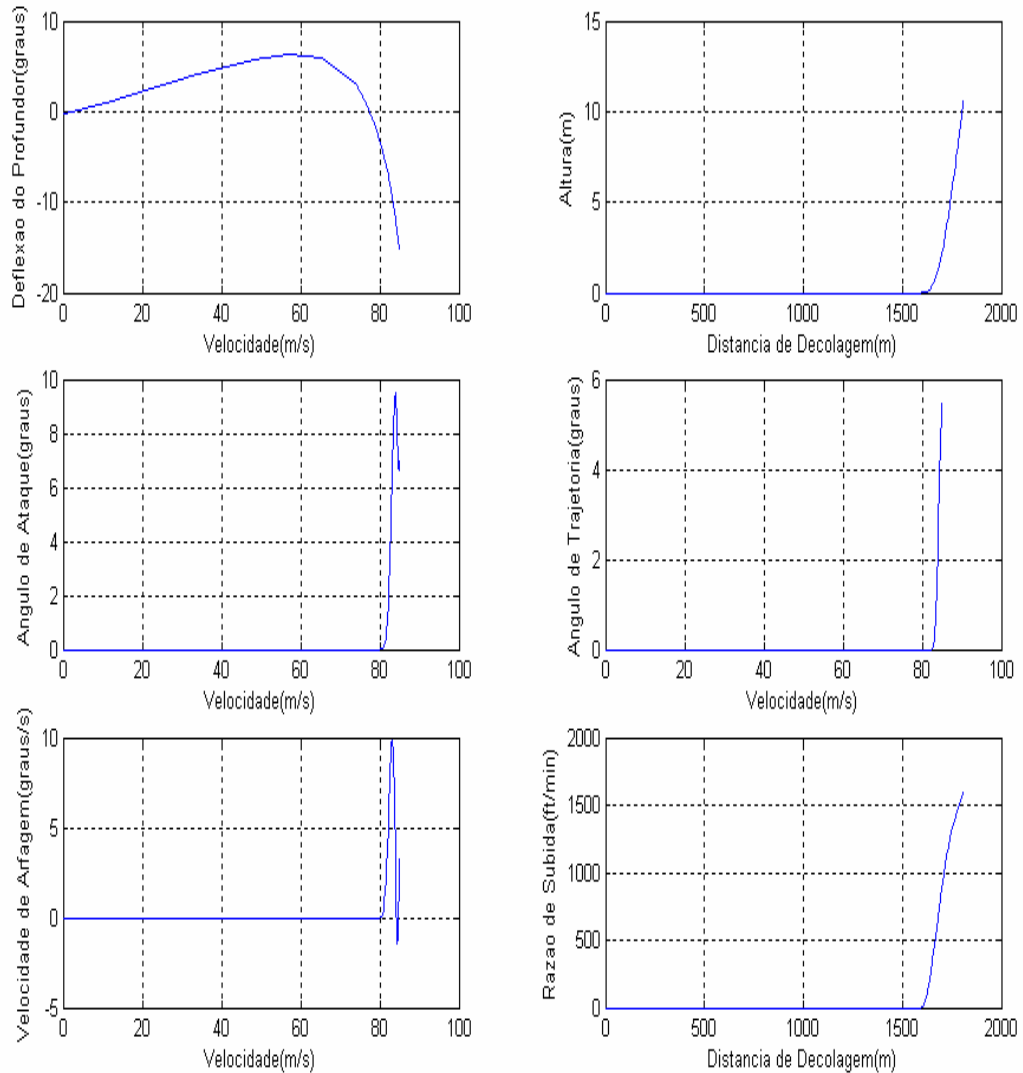


Figura 5-2 – Gráficos da otimização número 02

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1505,70	98,82	204,53	1809,05
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
80,80	82,81	85,02	63,10
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
34,06	1,20	2,43	37,69
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1598,1	9,54	Não

Tabela 5-8 – Dados da otimização número 02

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
03	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

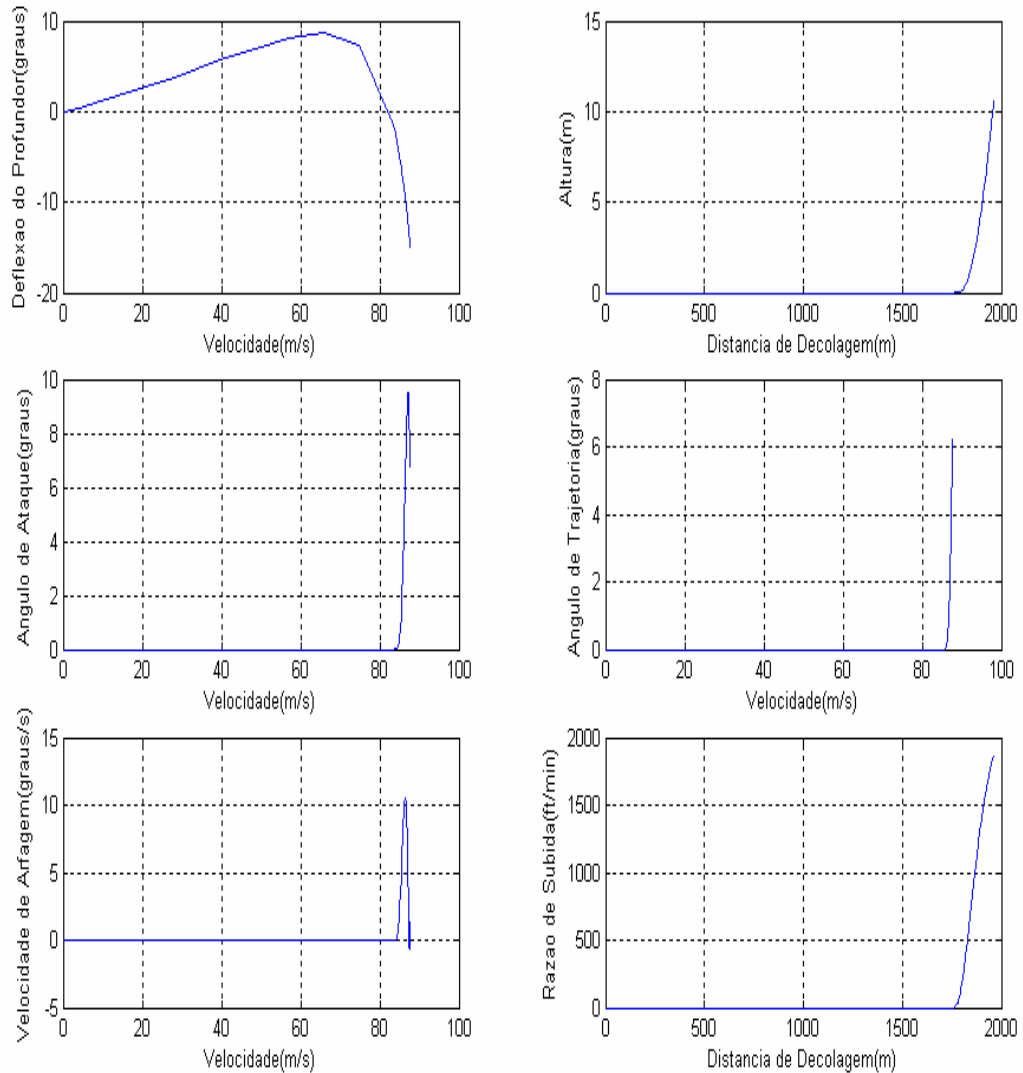


Figura 5-3 – Gráficos da otimização número 03

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1683,90	85,29	193,44	1962,63
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
84,39	85,97	87,70	63,08
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
36,21	1,00	2,22	39,43
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1879,00	10,88	Não

Tabela 5-9 – Dados da otimização número 03

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
04	12,00	0,00	0,00	56515,00	01

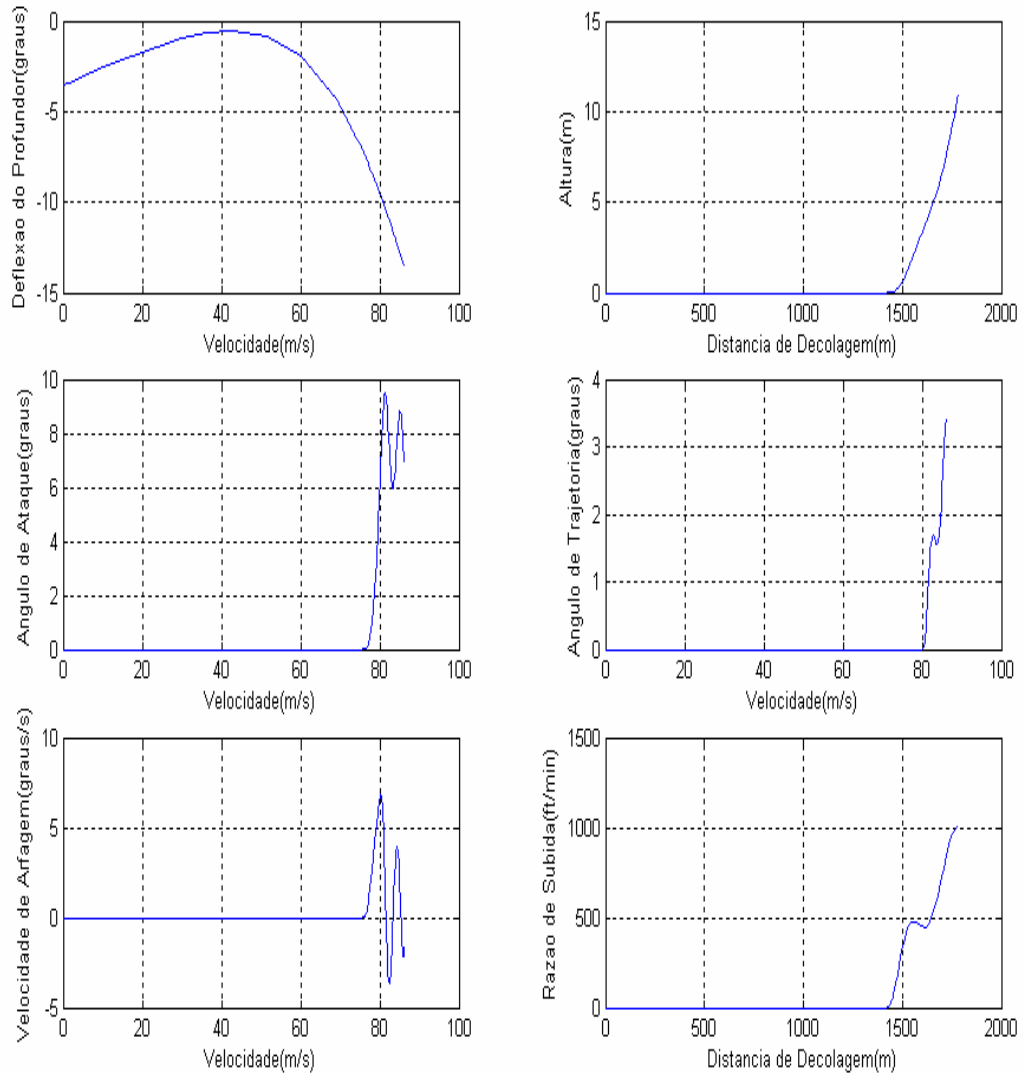


Figura 5-4 – Gráficos da otimização número 04

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1266,40	167,96	348,55	1782,91
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
76,43	80,45	86,17	66,69
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
30,85	2,14	4,17	37,16
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1010,00	5,95	Não

Tabela 5-10 – Dados da otimização número 04

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
05	12,00	0,00	0,00	56515,00	02

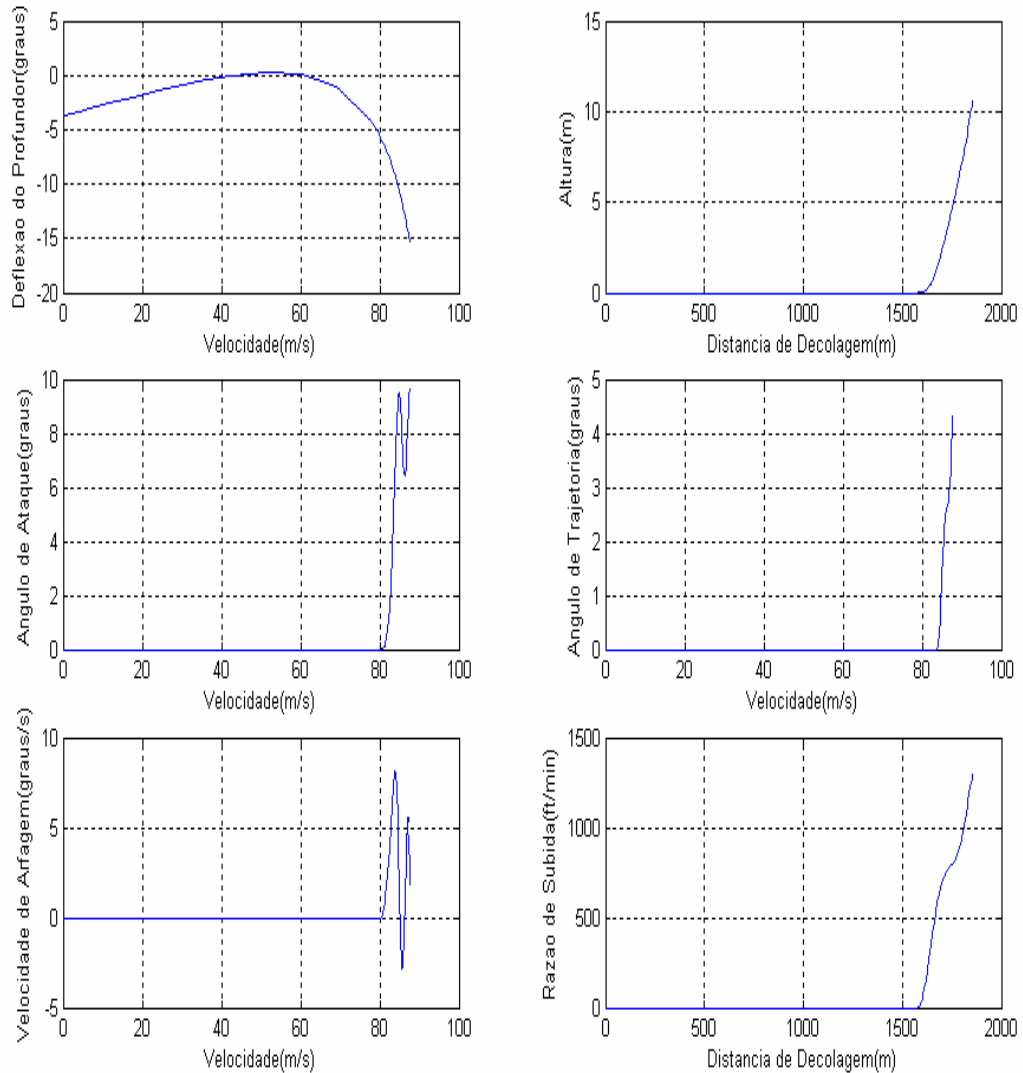


Figura 5-5 – Gráficos da otimização número 05

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1443,70	142,67	269,83	1856,20
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
80,74	83,88	87,64	66,66
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
33,10	1,73	3,14	37,97
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1303,80	7,55	Não

Tabela 5-11 – Dados da otimização número 05

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
06	12,00	0,00	0,00	56515,00	03

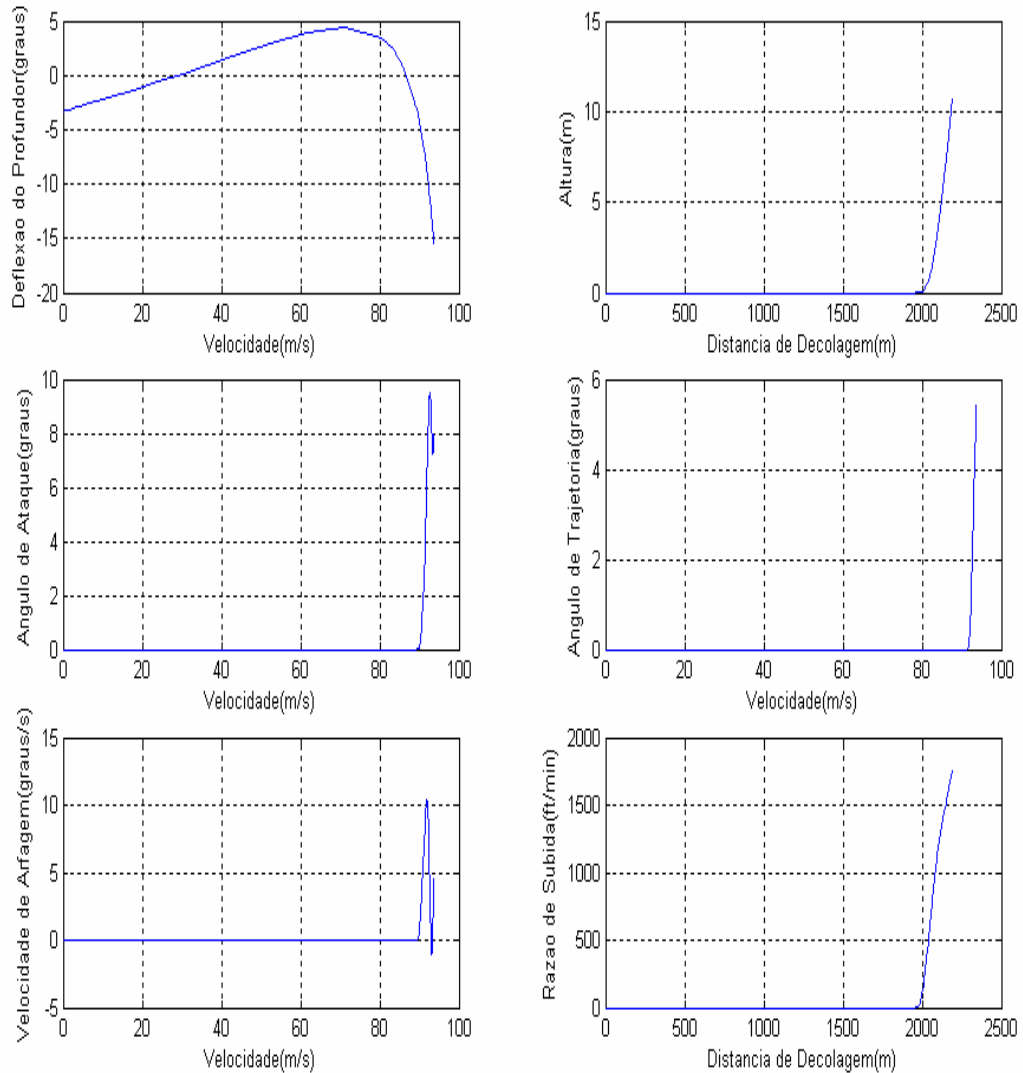


Figura 5-6 – Gráficos da otimização número 06

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1869,00	109,98	211,87	2190,85
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
89,67	91,67	93,70	66,67
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
38,08	1,21	2,28	41,57
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1751,50	9,49	Não

Tabela 5-12 – Dados da otimização número 06

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
07	7,00	0,00	0,00	56515,00	01

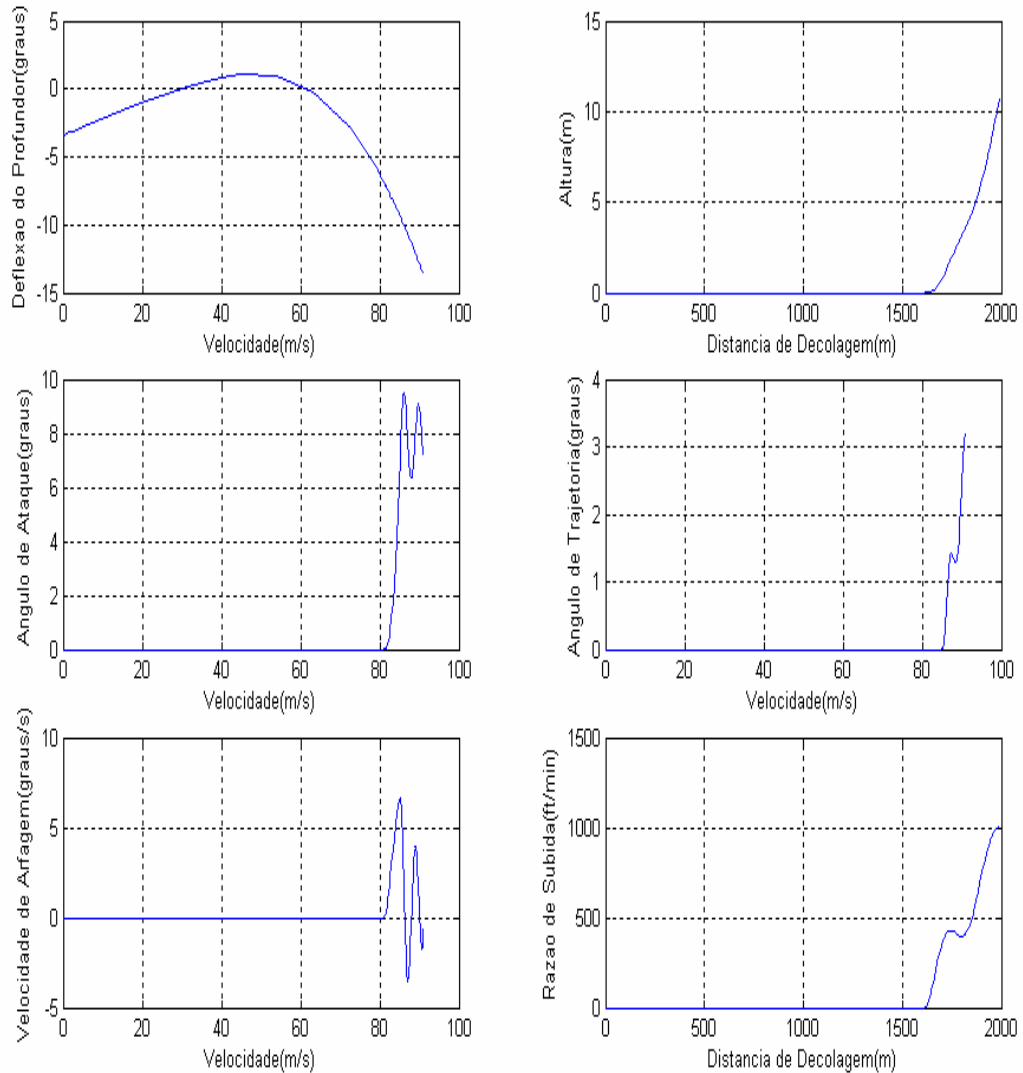


Figura 5-7 – Gráficos da otimização número 07

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1441,70	179,50	369,60	1990,80
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
81,28	85,30	91,04	68,74
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
32,99	2,15	4,18	39,32
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1005,30	5,6095	Não

Tabela 5-13 – Dados da otimização número 07

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
08	7,00	0,00	0,00	56515,00	02

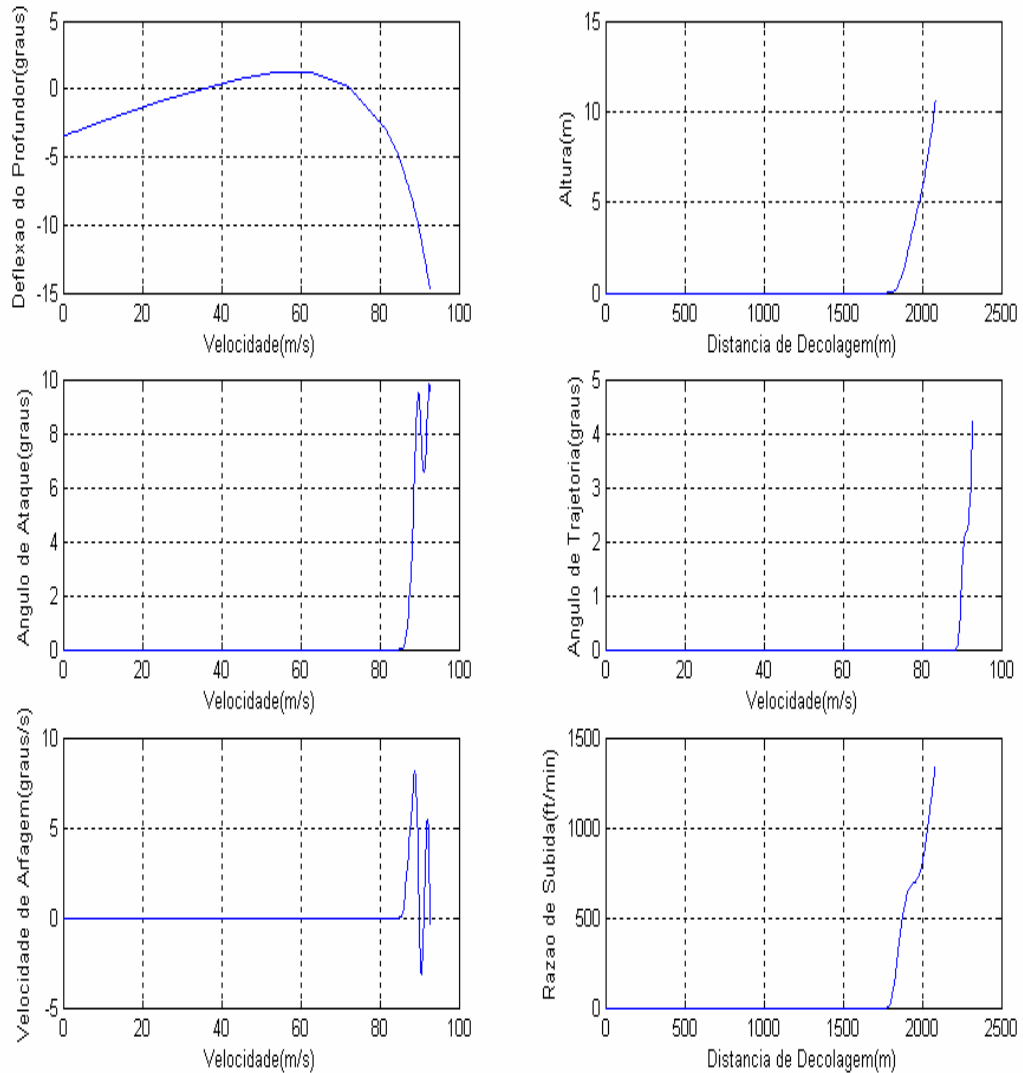


Figura 5-8 – Gráficos da otimização número 08

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1635,00	156,94	291,81	2083,75
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
85,67	88,90	92,75	68,69
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
35,30	1,79	3,20	40,29
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1347,80	7,38	Não

Tabela 5-14 – Dados da otimização número 08

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
09	7,00	0,00	0,00	56515,00	03

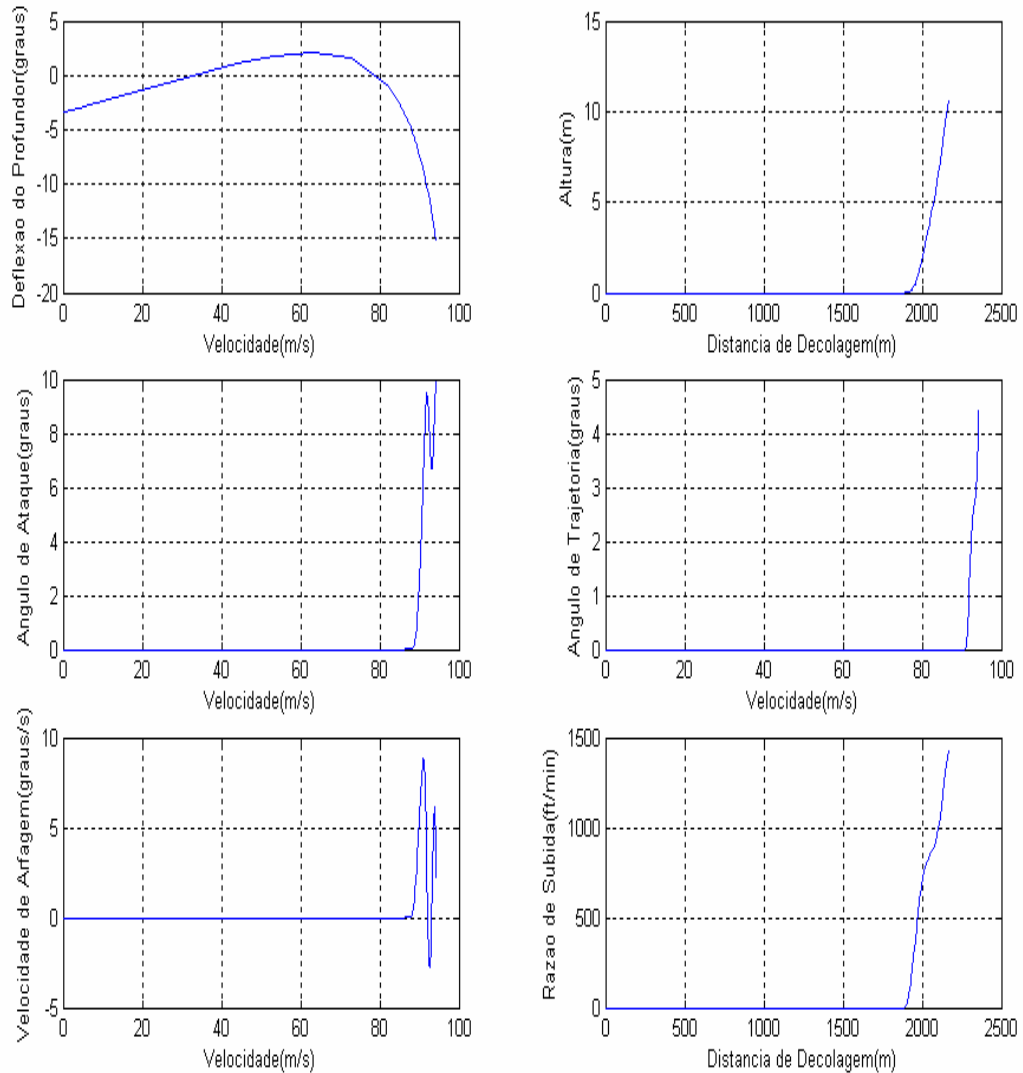


Figura 5-9 – Gráficos da otimização número 09

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1752,20	146,14	267,31	2165,65
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
86,16	91,02	94,26	68,71
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
36,64	1,63	2,88	41,15
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1438,40	7,75	Não

Tabela 5-15 – Dados da otimização número 09

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
10	20,00	0,00	0,00	48815,00	01

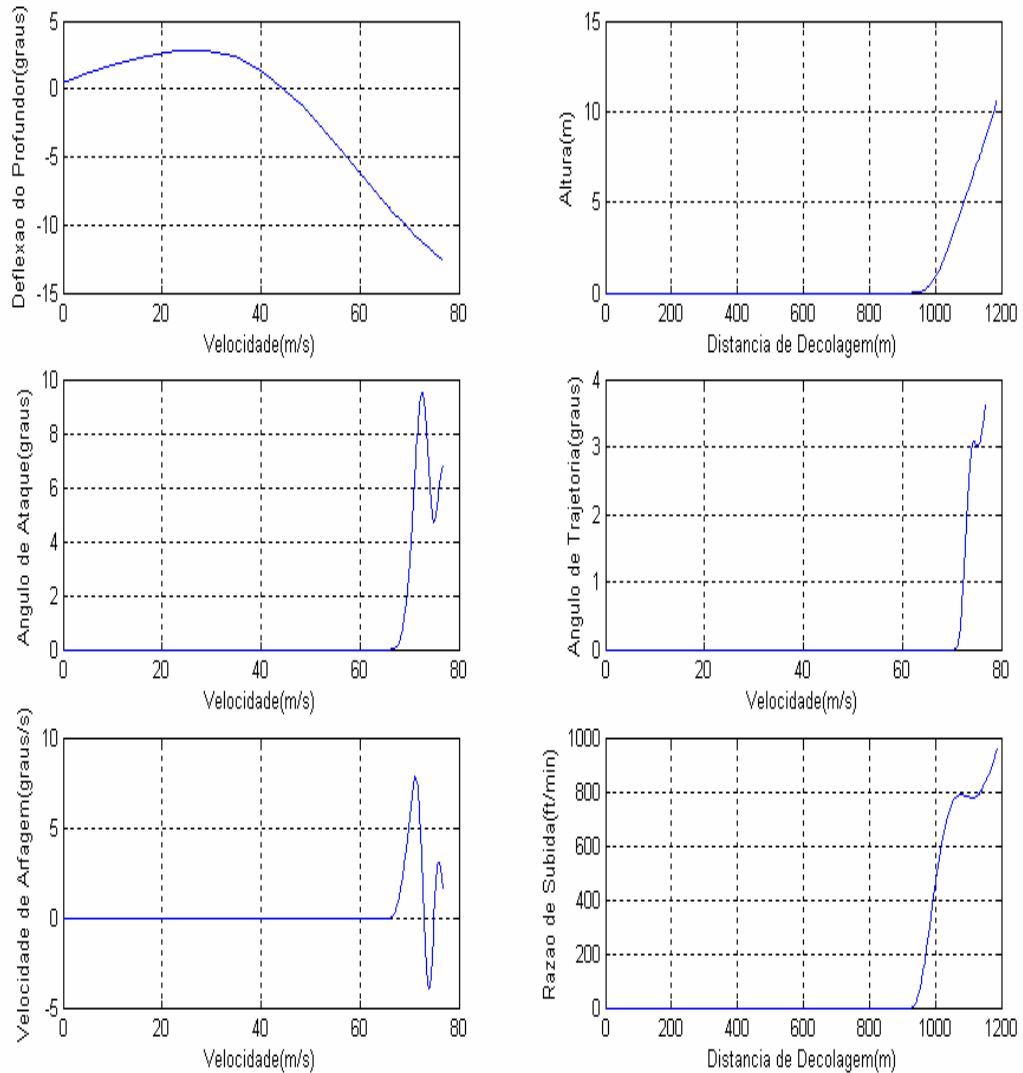


Figura 5-10 – Gráficos da otimização número 10

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
806,84	129,11	252,74	1188,69
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
66,85	71,13	76,78	58,76
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
22,59	1,87	3,41	27,87
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	960,13	6,35	Não

Tabela 5-16 – Dados da otimização número 10

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
11	20,00	0,00	0,00	48815,00	02

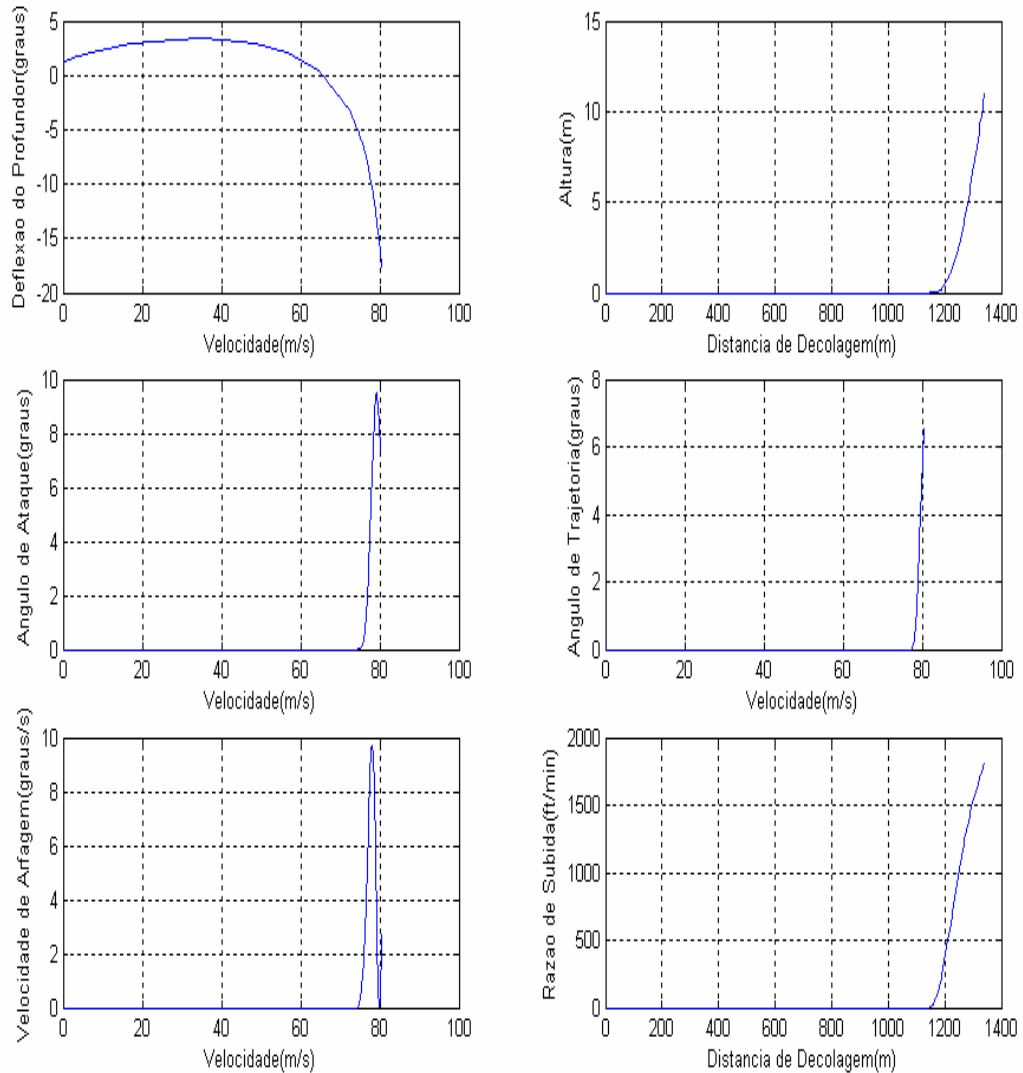


Figura 5-11 – Gráficos da otimização número 11

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1055,40	97,63	187,83	1340,86
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
74,84	77,54	80,50	58,62
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
26,09	1,28	2,37	29,74
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1796,60	11,33	Não

Tabela 5-17 – Dados da otimização número 11

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
12	20,00	0,00	0,00	48815,00	03

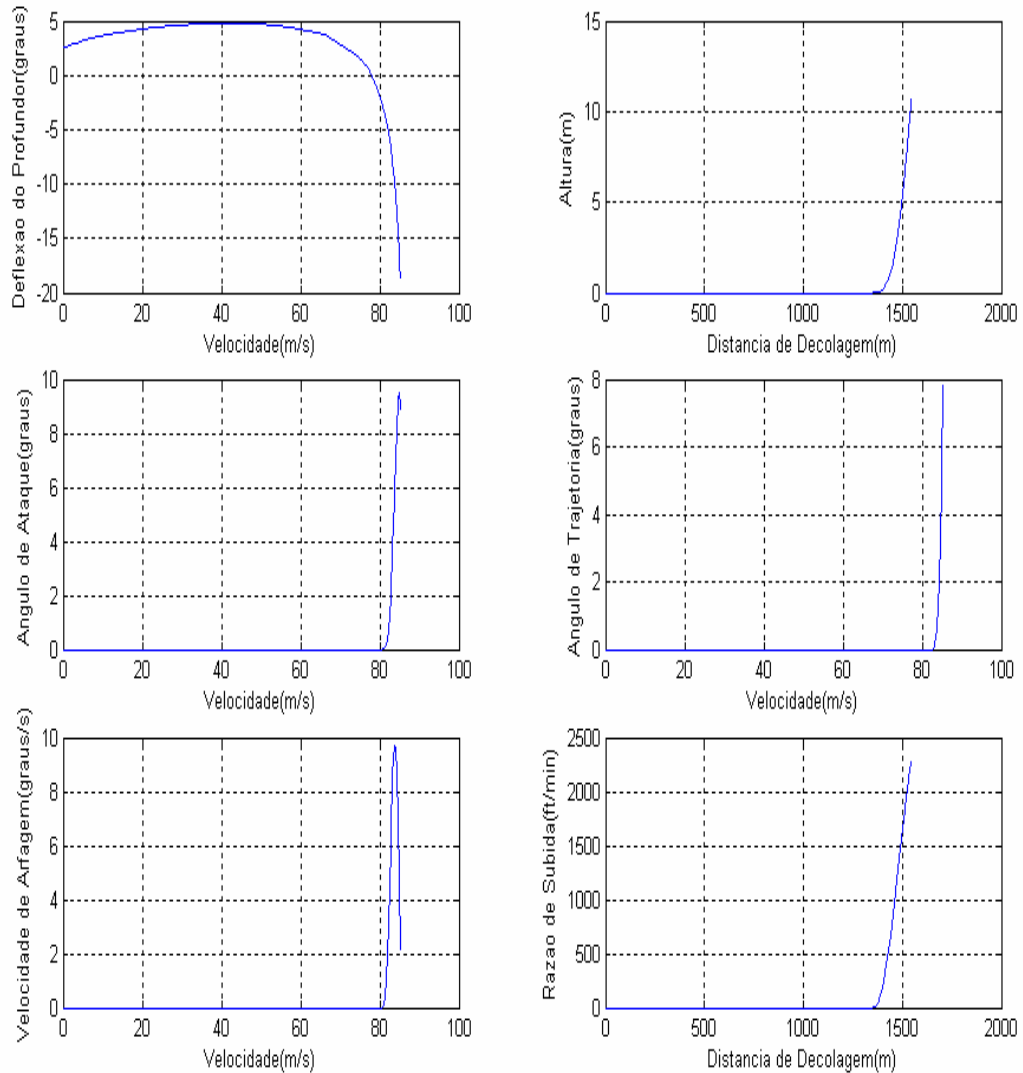


Figura 5-12 – Gráficos da otimização número 12

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1286,80	79,34	179,40	1545,54
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
81,06	82,96	85,15	58,62
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
29,05	0,96	2,13	35,14
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	2290,90	13,66	Não

Tabela 5-18 – Dados da otimização número 12

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
13	20,00	0,00	0,00	41110,00	01

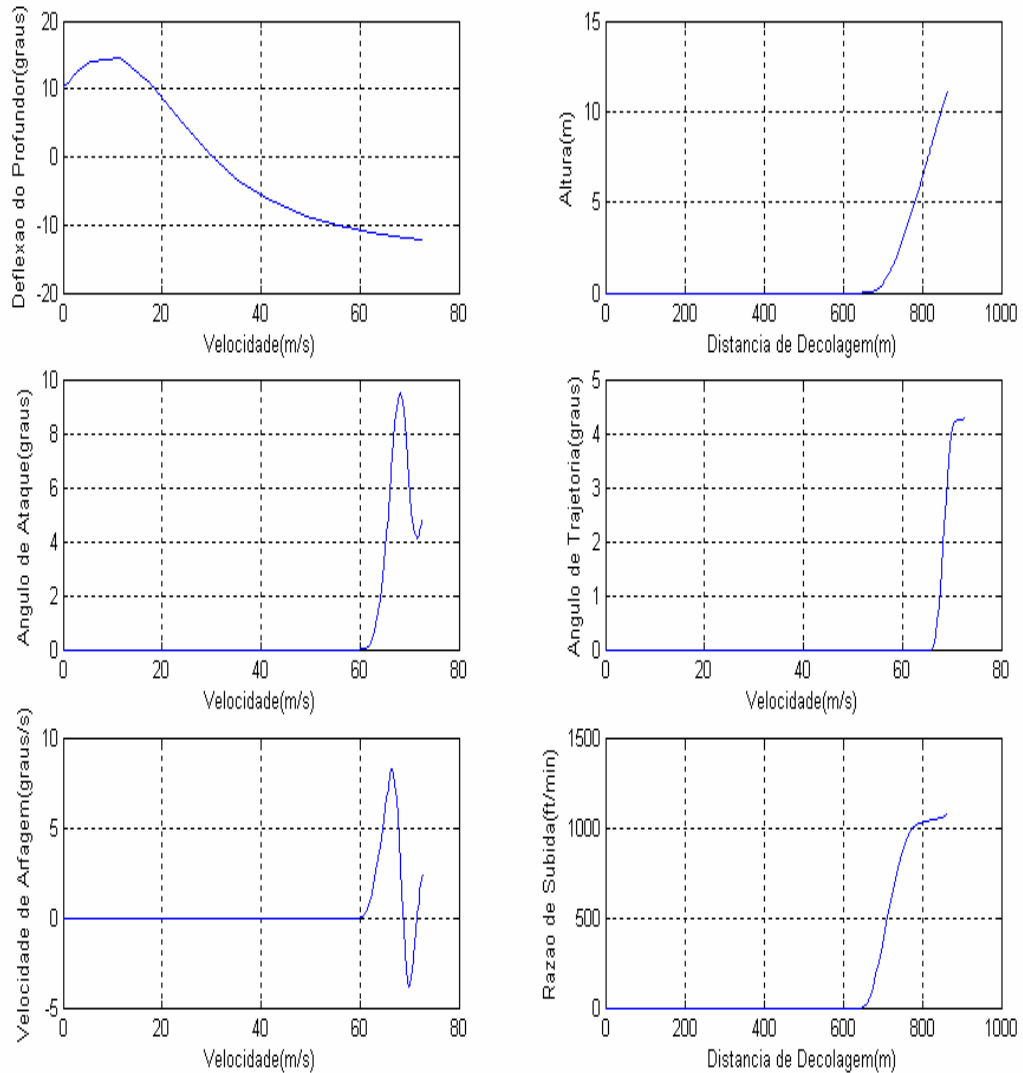


Figura 5-13 – Gráficos da otimização número 13

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
536,57	117,73	209,91	864,21
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
60,79	66,20	72,66	53,90
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
16,67	1,85	3,02	21,54
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1068,70	7,47	Não

Tabela 5-19 – Dados da otimização número 13

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
14	20,00	0,00	0,00	41110,00	02

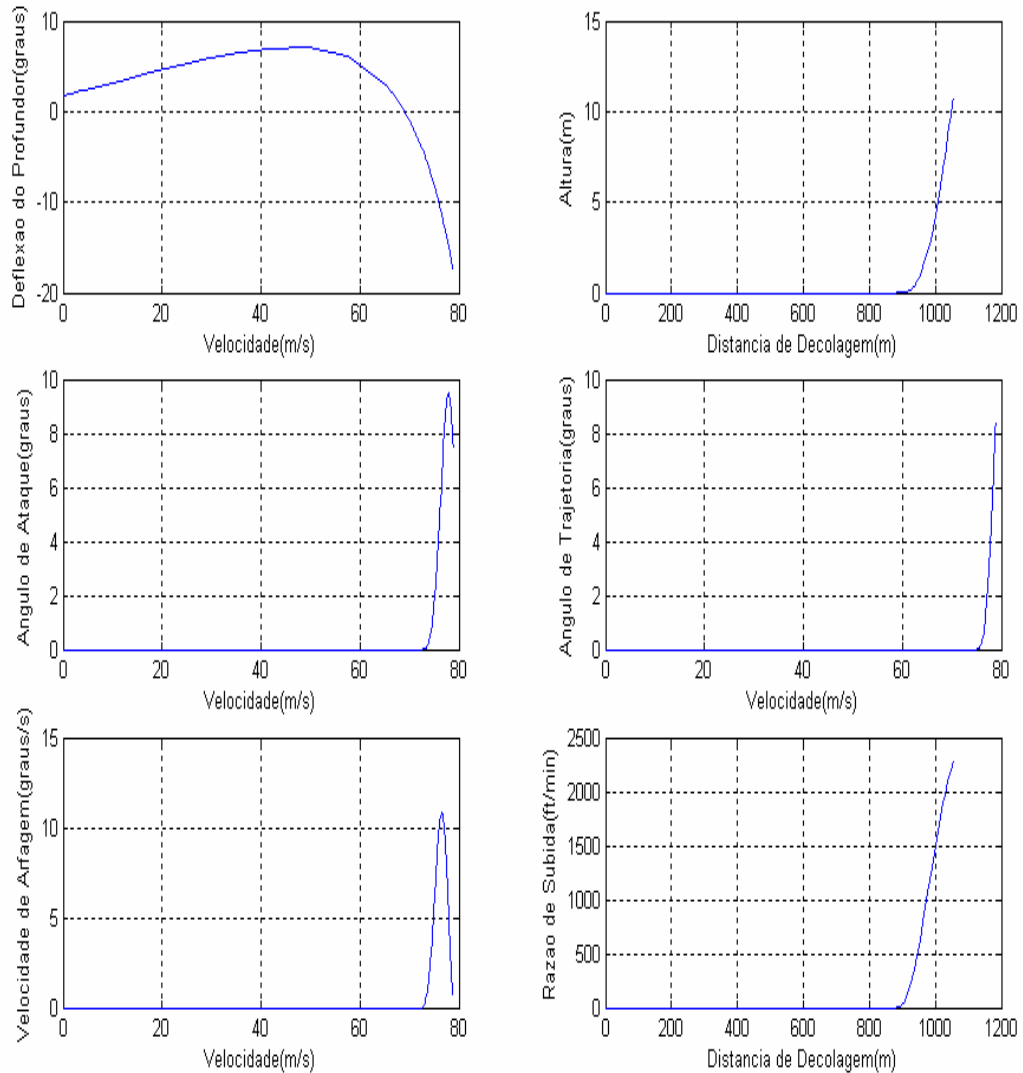


Figura 5-14 – Gráficos da otimização número 14

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
824,93	69,22	159,11	1053,26
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
73,15	75,58	78,84	53,80
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
20,95	0,93	2,05	23,93
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	2275,30	14,66	Não

Tabela 5-20 – Dados da otimização número 14

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
15	20,00	0,00	0,00	41110	03

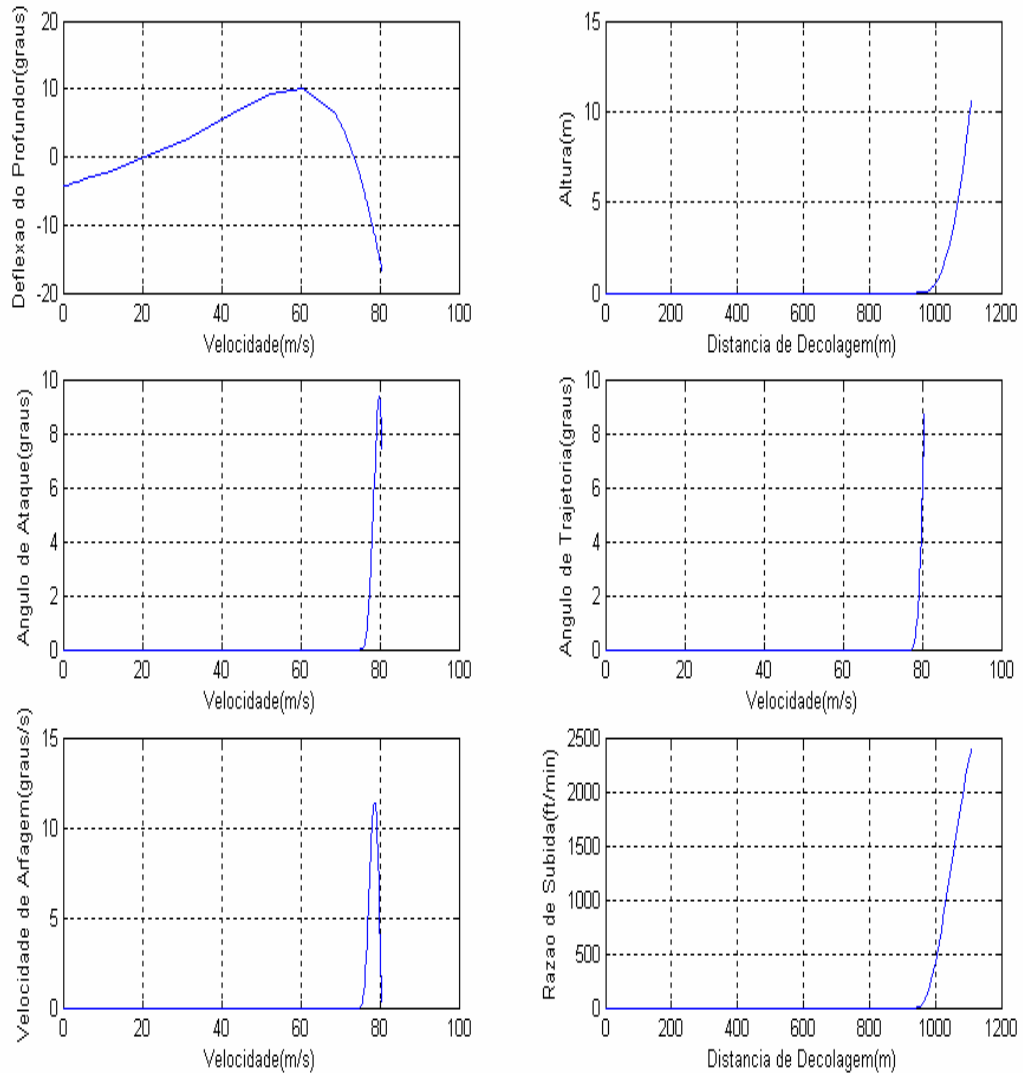


Figura 5-15 – Gráficos da otimização número 15

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
889,70	62,92	158,04	1110,66
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
75,48	77,57	80,59	53,80
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
21,83	0,82	1,99	24,64
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	2398,2	15,11	Não

Tabela 5-21 – Dados da otimização número 15

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
16	20,00	0,00	15,00	56515,00	01

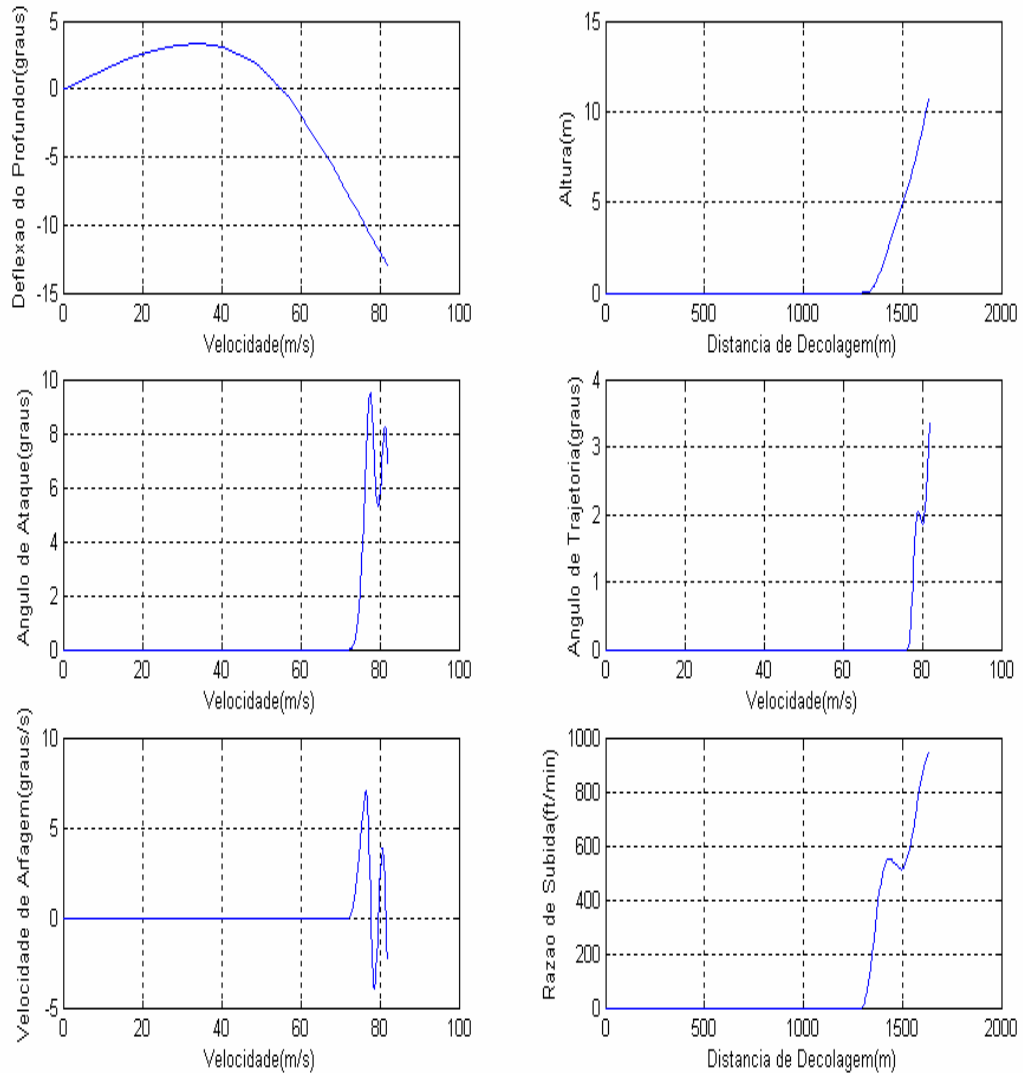


Figura 5-16 – Gráficos da otimização número 16

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1152,70	151,29	327,57	1631,56
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
72,81	76,56	82,08	64,70
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
29,42	2,02	4,12	35,56
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	945,02	5,84	Não

Tabela 5-22 – Dados da otimização número 16

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
17	20,00	0,00	15,00	56515,00	02

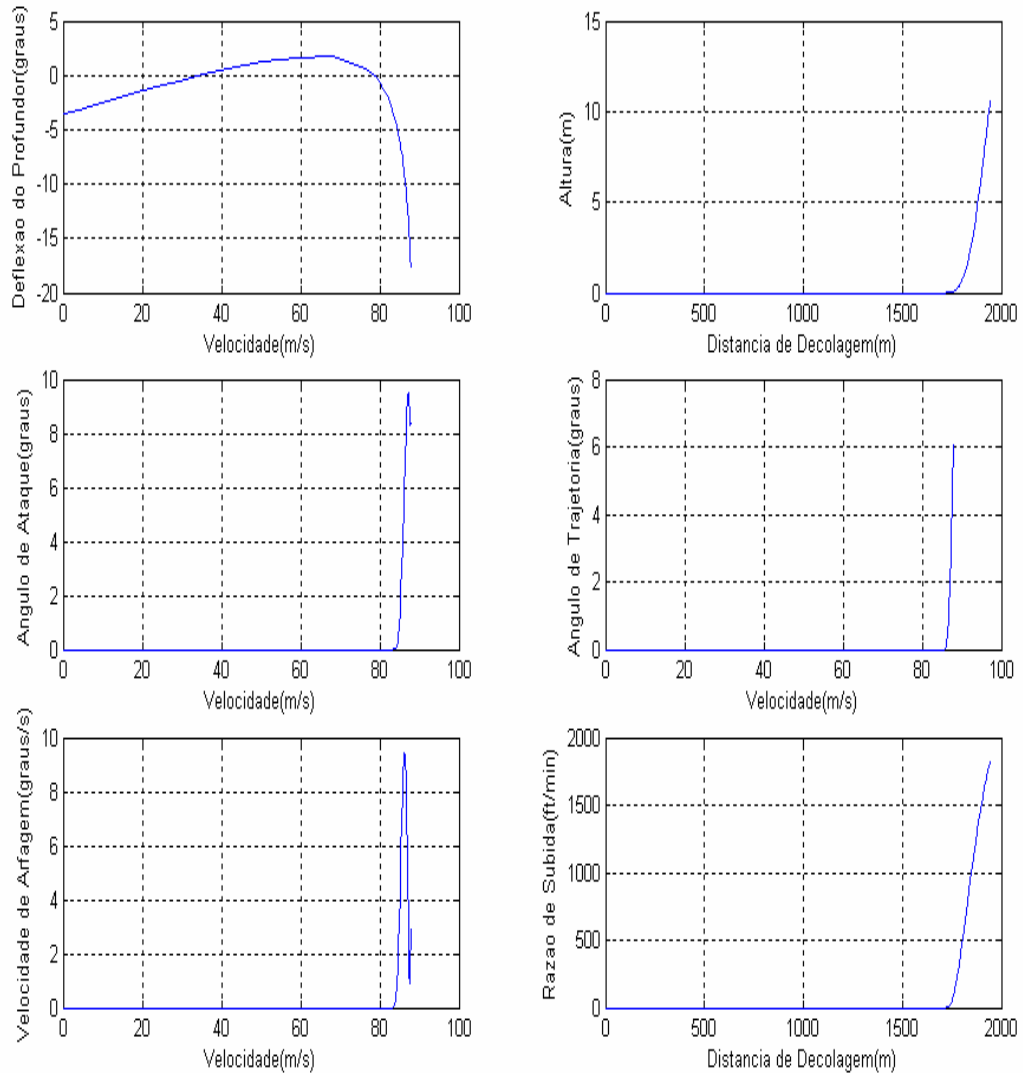


Figura 5-17 – Gráficos da otimização número 17

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1632,80	104,69	205,21	1942,70
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
83,84	85,87	87,87	64,69
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
35,53	1,23	2,35	39,11
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1832,20	10,59	Não

Tabela 5-23 – Dados da otimização número 17

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
18	20,00	0,00	15,00	56515,00	03

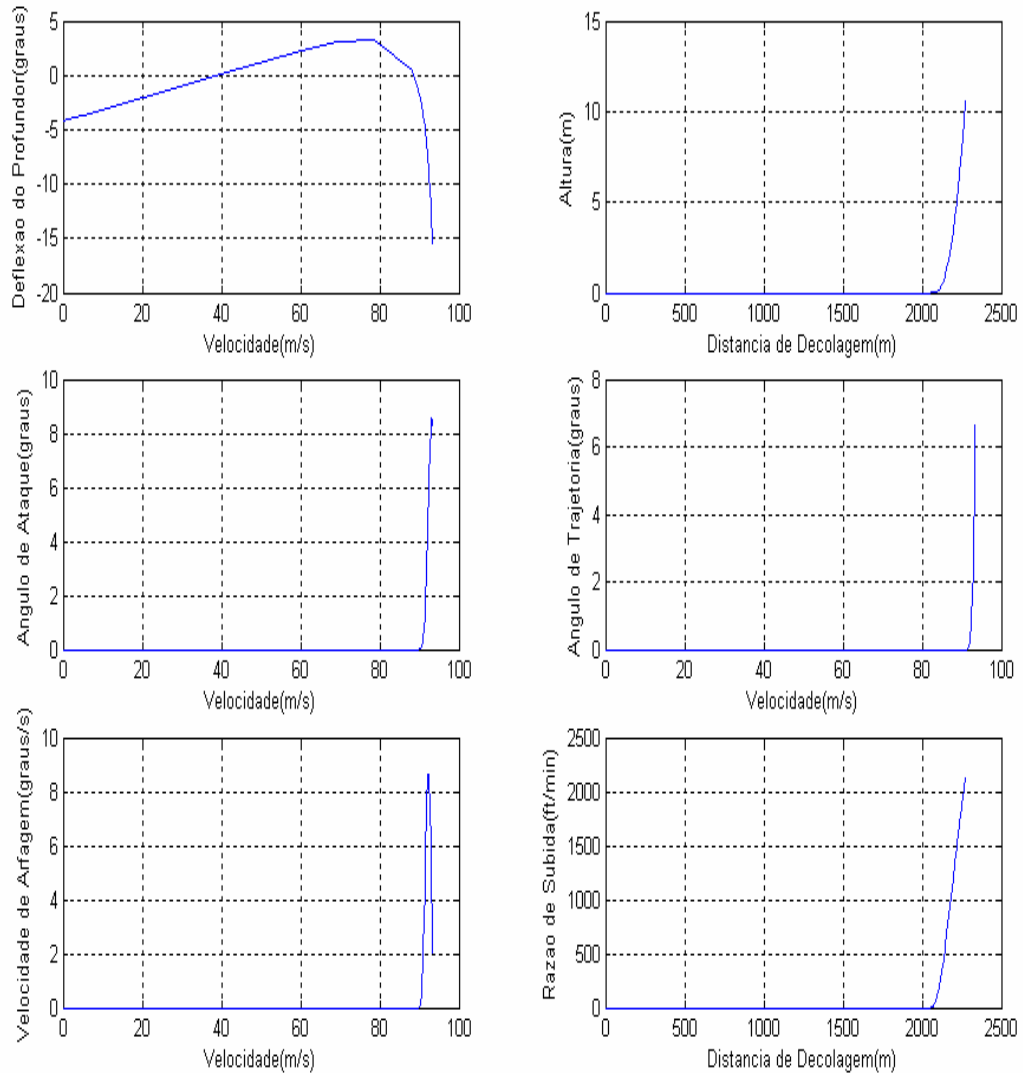


Figura 5-18 – Gráficos da otimização número 18

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1986,80	81,81	206,42	2275,03
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
90,36	91,71	93,31	64,70
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
39,59	0,89	2,22	42,70
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	2137,80	11,63	Não

Tabela 5-24 – Dados da otimização número 18

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
19	20,00	0,00	30,00	56515,00	01

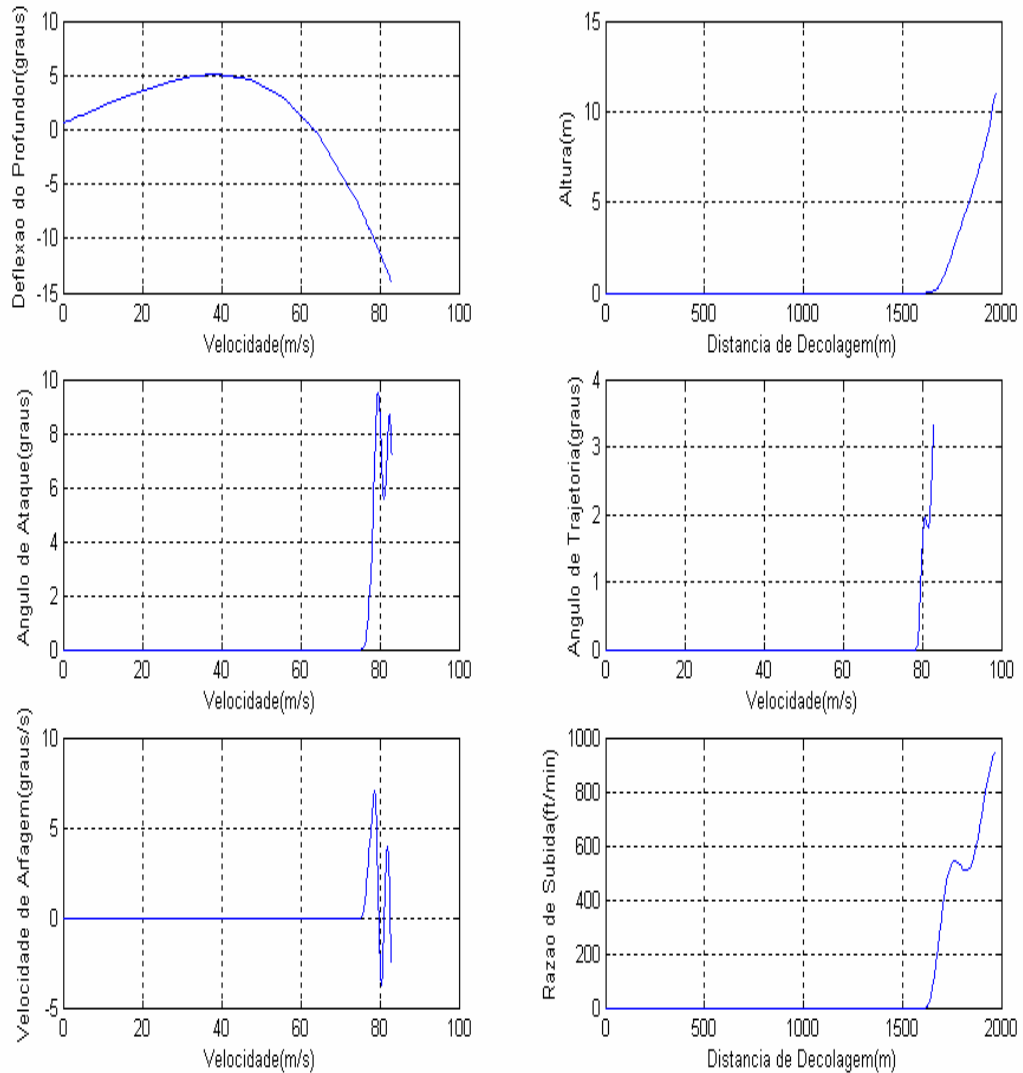


Figura 5-19 – Gráficos da otimização número 19

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1469,90	160,52	340,61	1971,03
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
75,62	78,75	83,02	66,36
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
35,73	2,07	4,20	42,00
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	941,45	5,76	Não

Tabela 5-25 – Dados da otimização número 19

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
20	20,00	0,00	30,00	56515,00	02

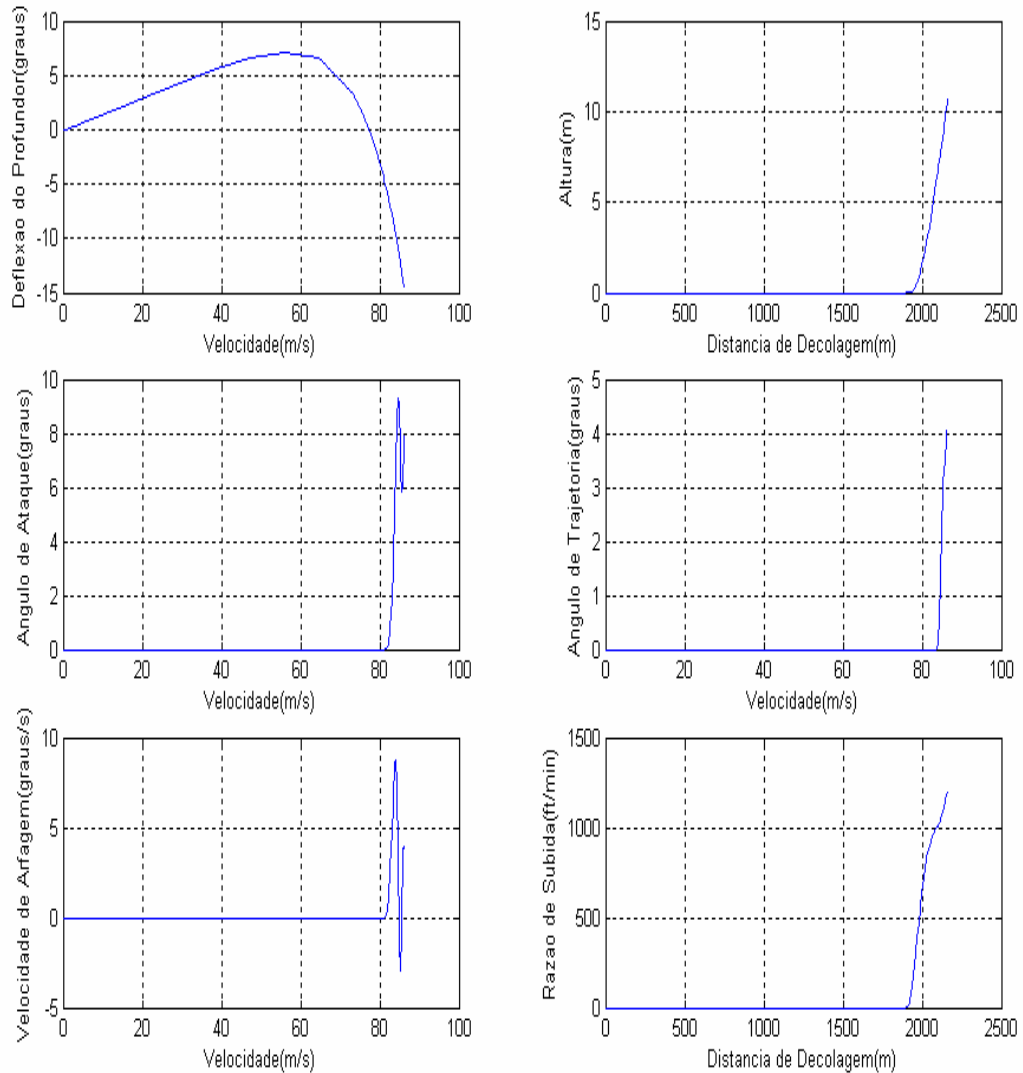


Figura 5-20 – Gráficos da otimização número 20

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1785,70	123,84	252,27	2161,81
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
81,70	83,79	86,17	66,27
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
39,73	1,49	2,96	44,18
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1201,90	7,08	Não

Tabela 5-26 – Dados da otimização número 20

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
21	20,00	0,00	30,00	56515,00	03

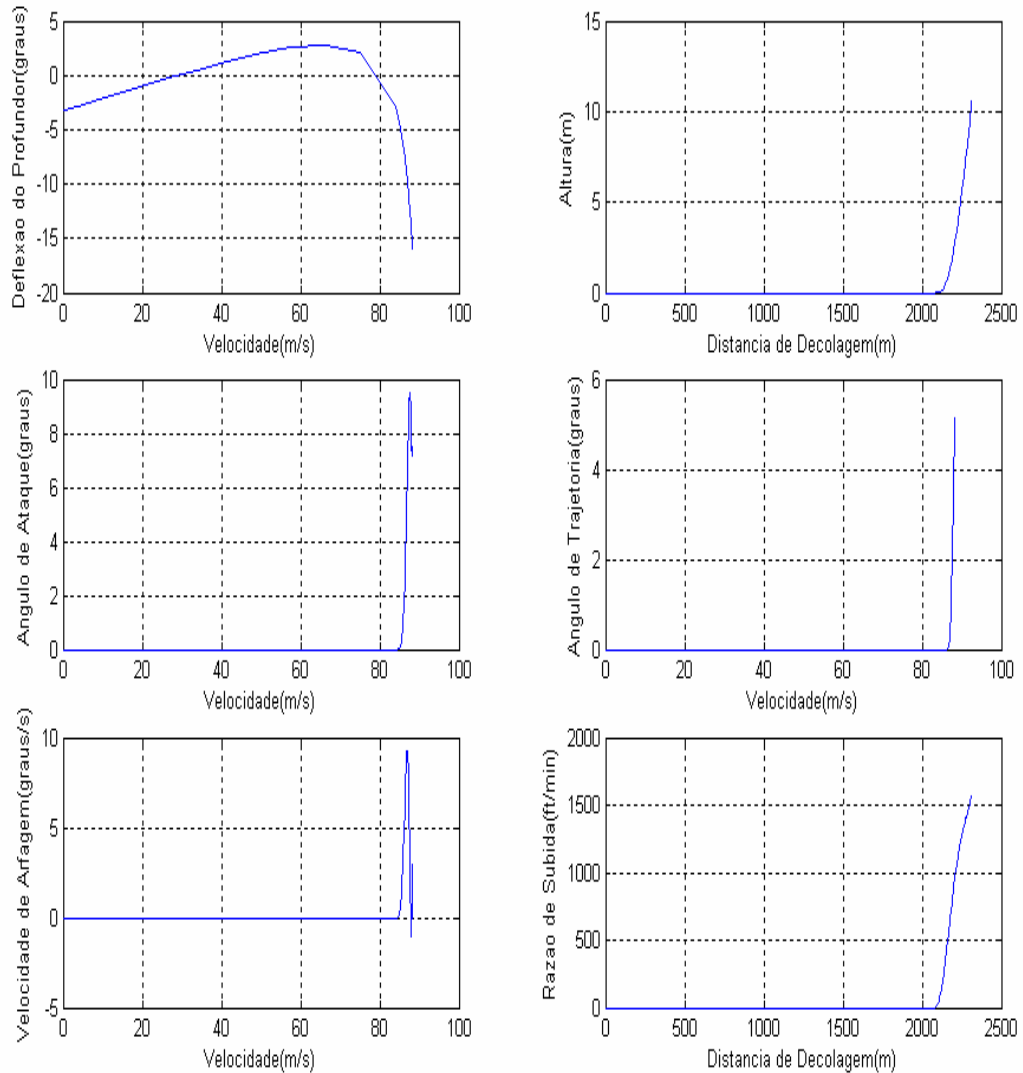


Figura 5-21 – Gráficos da otimização número 21

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1981,30	111,62	219,48	2312,40
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
84,94	86,68	88,26	66,27
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
42,08	1,30	2,50	45,88
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1572,70	9,05	Não

Tabela 5-27 – Dados da otimização número 21

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
22	20,00	1000,00	0,00	56515,00	01

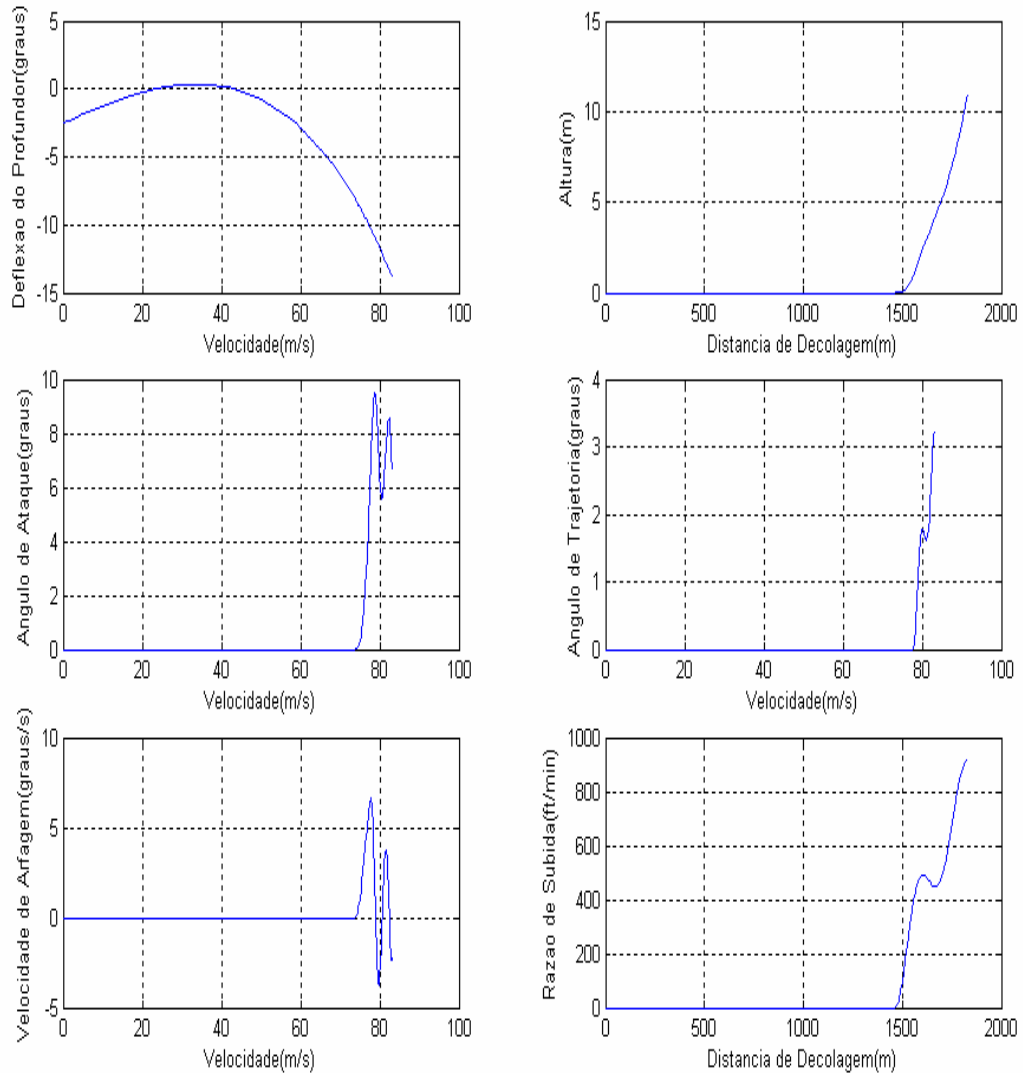


Figura 5-22 – Gráficos da otimização número 22

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1307,90	165,03	356,79	1829,72
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
74,21	77,84	83,12	66,21
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
32,63	2,17	4,42	39,22
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	919,12	5,61	Não

Tabela 5-28 – Dados da otimização número 22

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
23	20,00	1000,00	0,00	56515,00	02

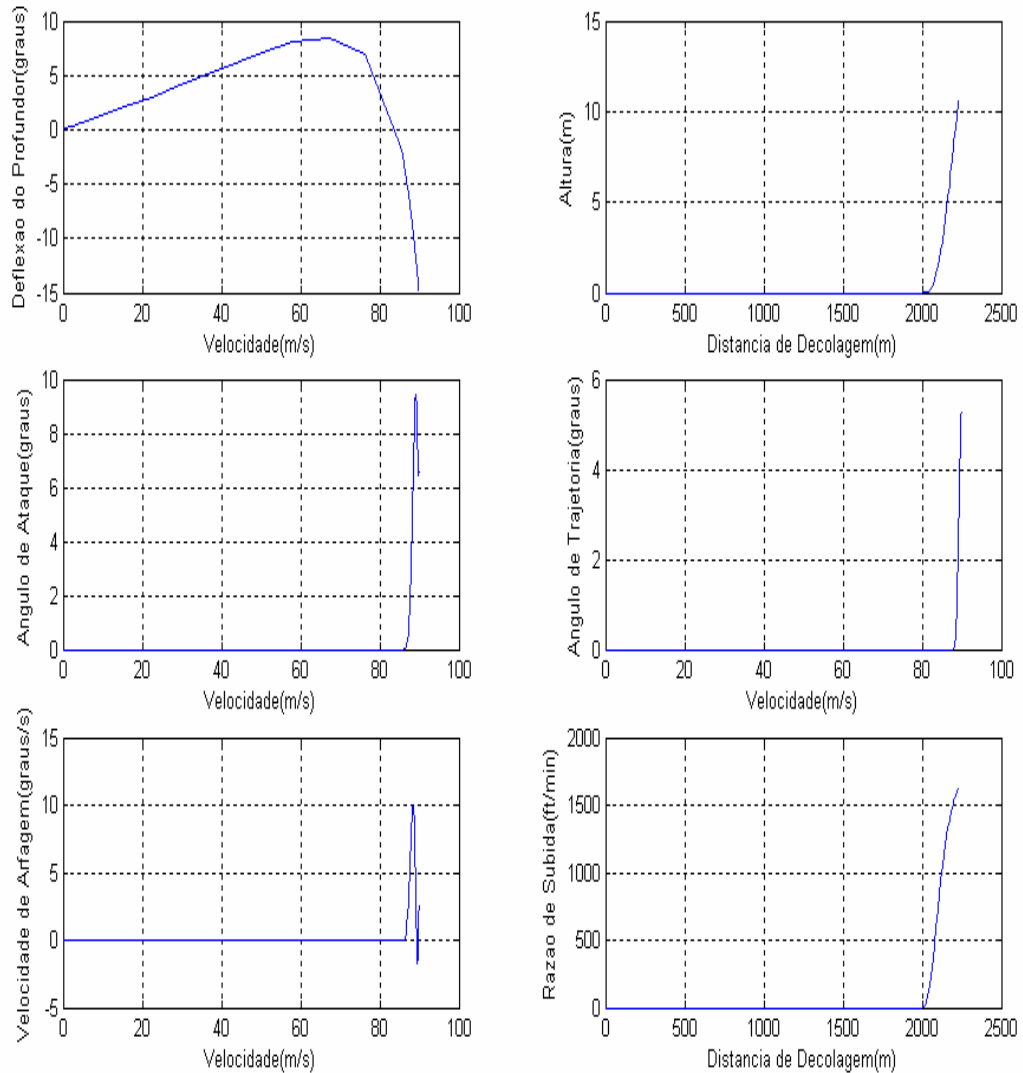


Figura 5-23 – Gráficos da otimização número 23

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1914,80	99,66	213,02	2227,48
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
86,46	88,12	89,88	66,23
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
40,14	1,14	2,39	43,67
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1633,70	9,23	Não

Tabela 5-29 – Dados da otimização número 23

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
24	20,00	1000,00	0,00	56515,00	03

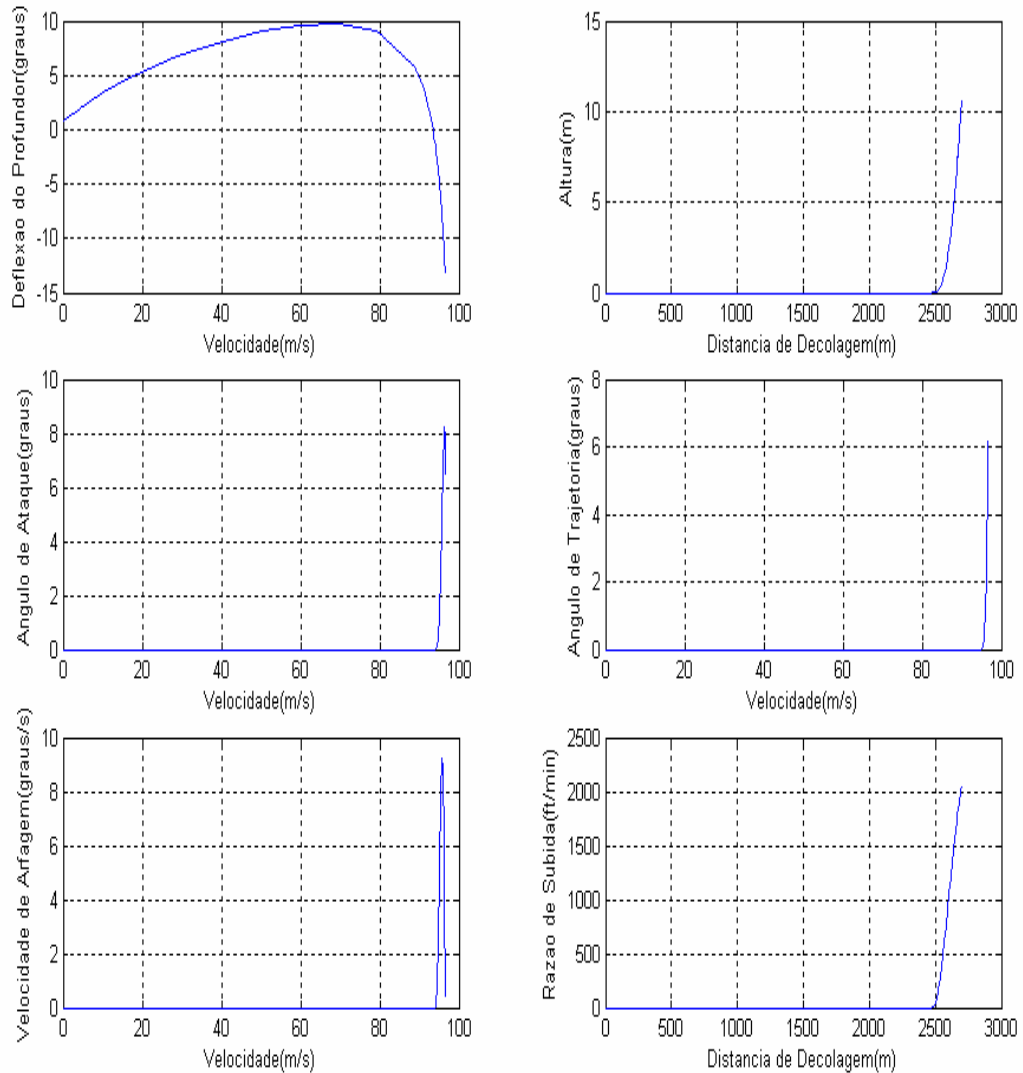


Figura 5-24 – Gráficos da otimização número 24

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
2415,80	71,78	212,09	2699,67
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
94,29	95,27	96,52	66,23
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
45,67	0,75	2,20	48,62
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	2053,10	10,80	Não

Tabela 5-30 – Dados da otimização número 24

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
25	20,00	2000,00	0,00	56515,00	01

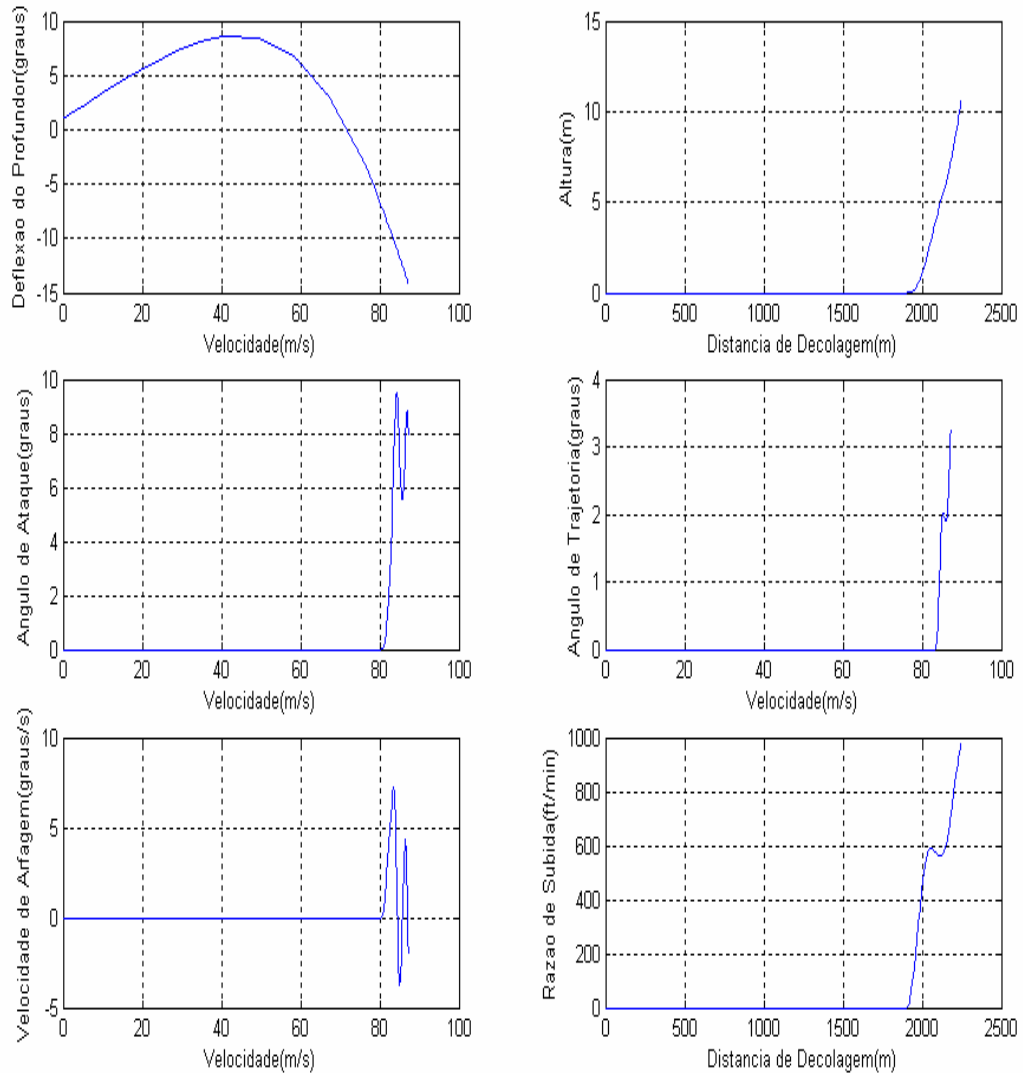


Figura 5-25 – Gráficos da otimização número 25

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1750,00	162,03	337,35	2249,38
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
80,65	83,48	87,25	69,66
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
39,81	1,97	3,94	45,72
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	980,72	5,70	Não

Tabela 5-31 – Dados da otimização número 25

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
26	20,00	2000,00	0,00	56515,00	02

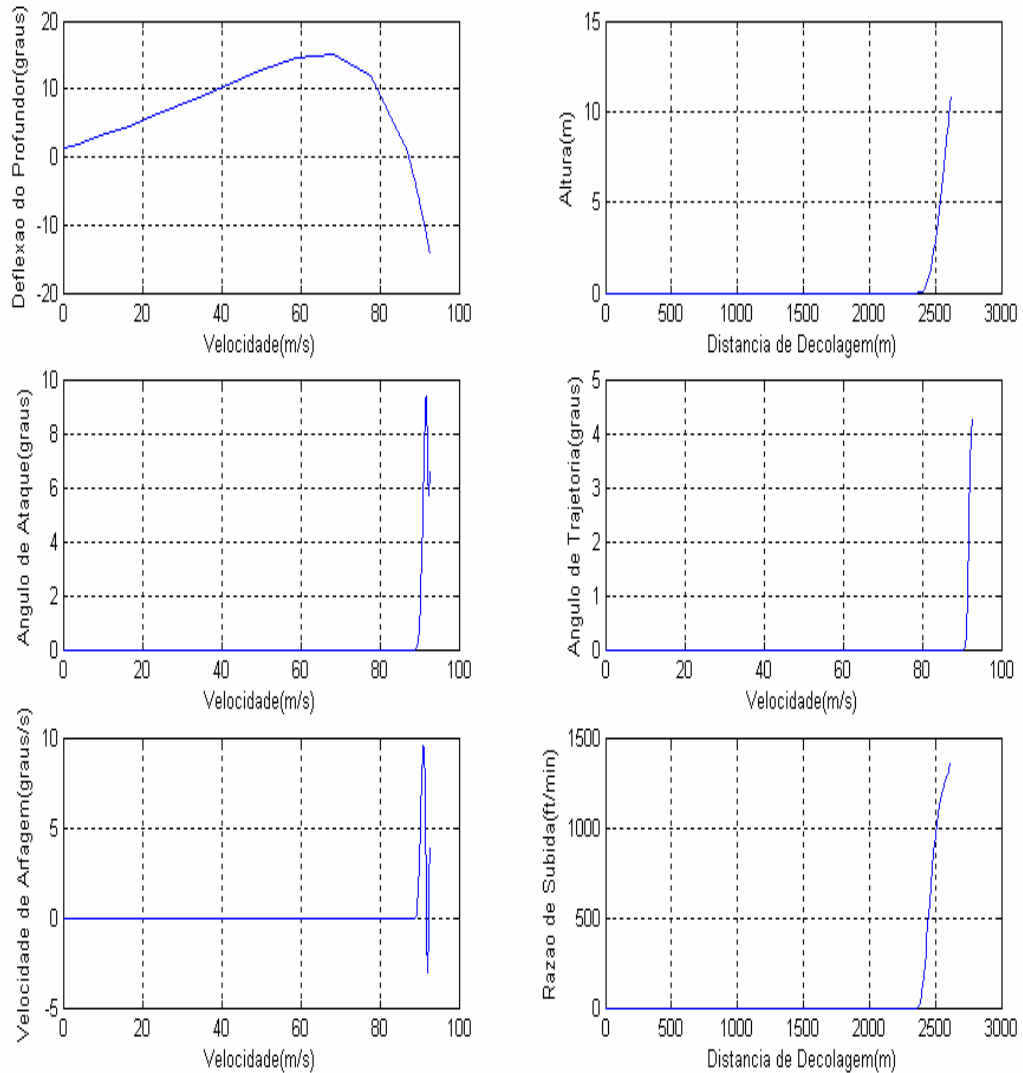


Figura 5-26 – Gráficos da otimização número 26

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
2266,50	110,20	242,87	2619,57
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
89,26	90,84	92,61	69,63
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
45,87	1,22	2,64	49,73
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1358,60	7,45	Não

Tabela 5-32 – Dados da otimização número 26

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
27	20,00	2000,00	0,00	56515,00	03

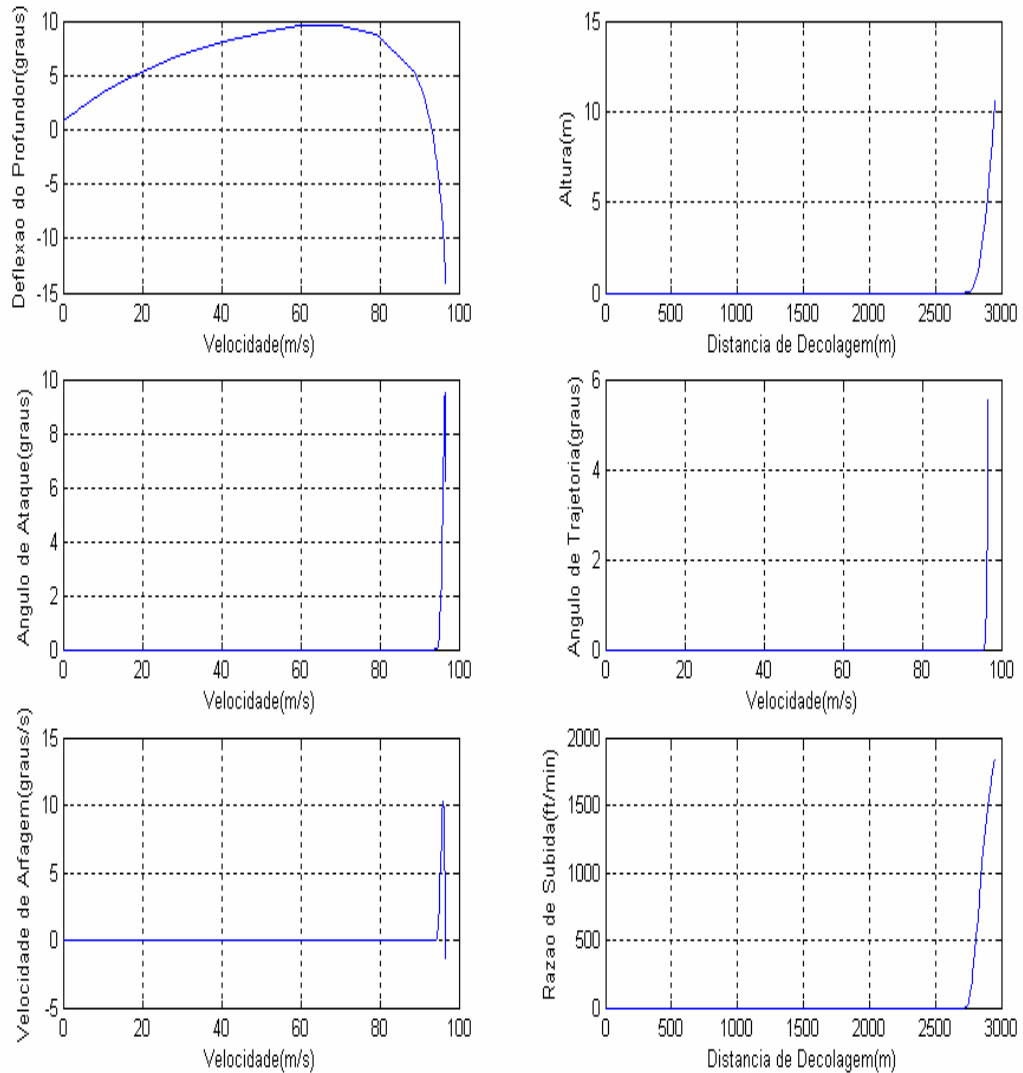


Figura 5-27 – Gráficos da otimização número 27

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
2645,10	93,95	215,55	2954,60
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
94,49	95,67	96,71	69,58
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
49,99	0,98	2,23	53,20
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1850,00	9,71	Não

Tabela 5-33 – Dados da otimização número 27

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
28	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

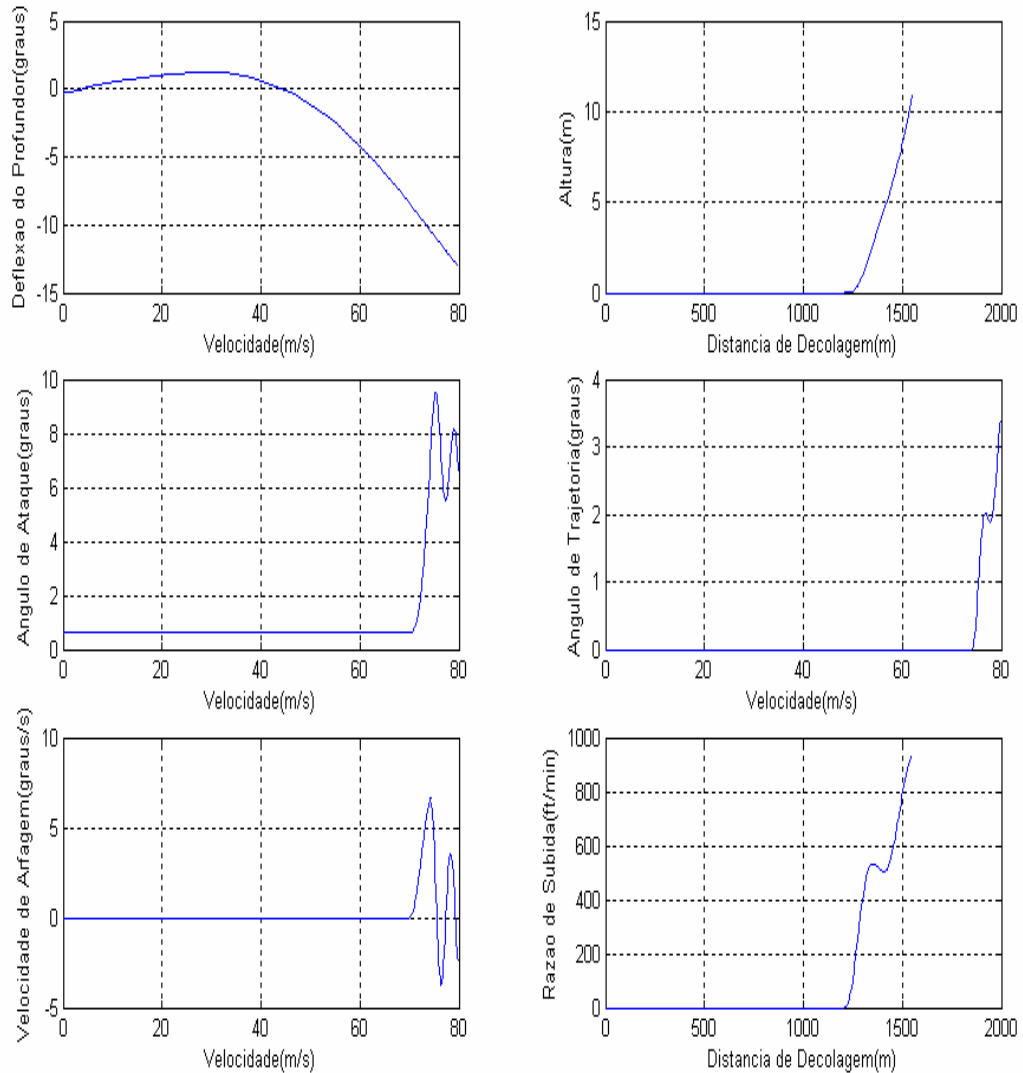


Figura 5-28 – Gráficos da otimização número 28

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)	
1073,40	148,25	328,23	1549,88	
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)	
70,43	74,25	79,94	63,11	
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	
28,36	2,04	4,24	34,64	
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	α_I (°)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	927,72	5,89	0,64	Não

Tabela 5-34 – Dados da otimização número 28

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
29	20,00	0,00	0,00	56515,00	02

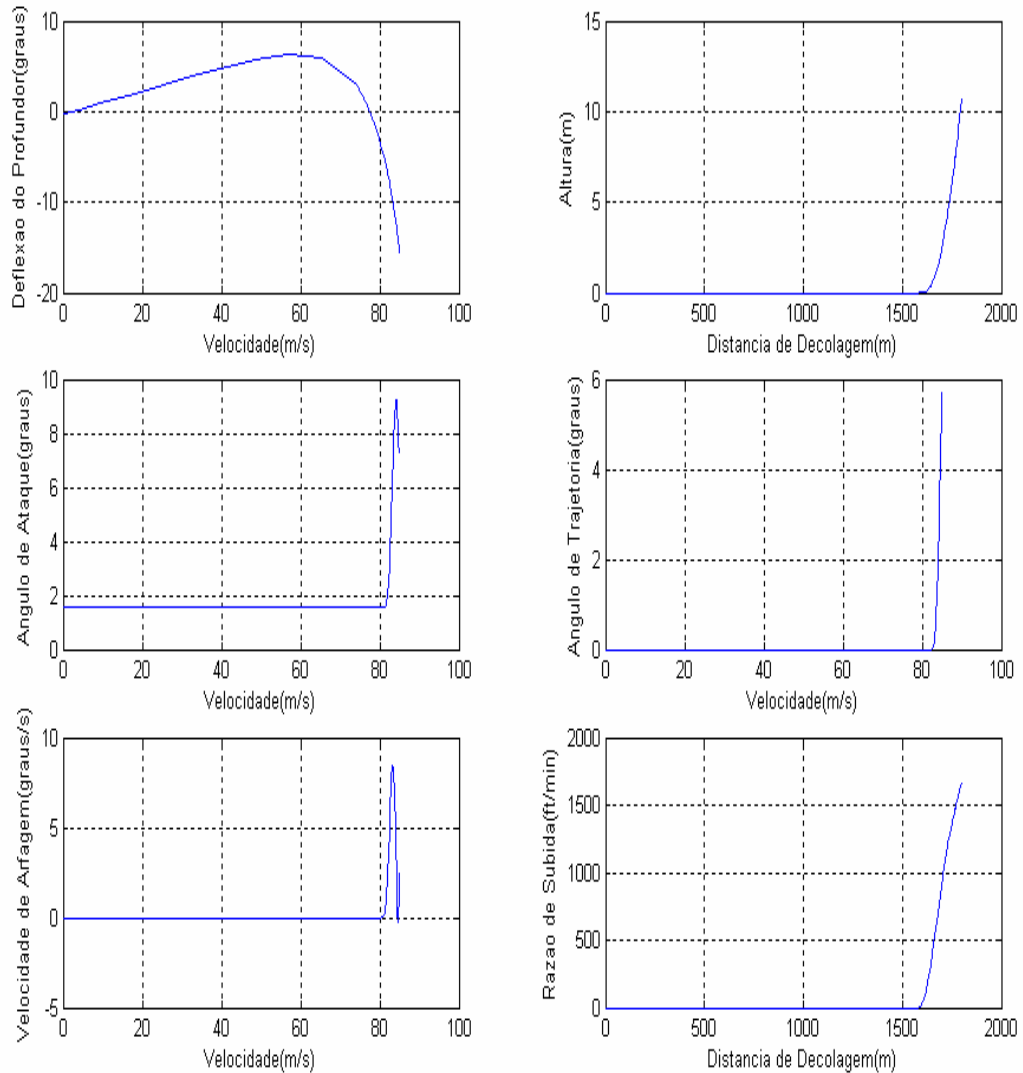


Figura 5-29 – Gráficos da otimização número 29

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)	
1509,90	82,27	209,28	1801,45	
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)	
81,11	82,79	85,07	63,10	
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	
34,08	1,00	2,49	37,57	
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	α_I (°)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1667,50	9,95	1,54	Não

Tabela 5-35 – Dados da otimização número 29

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
30	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

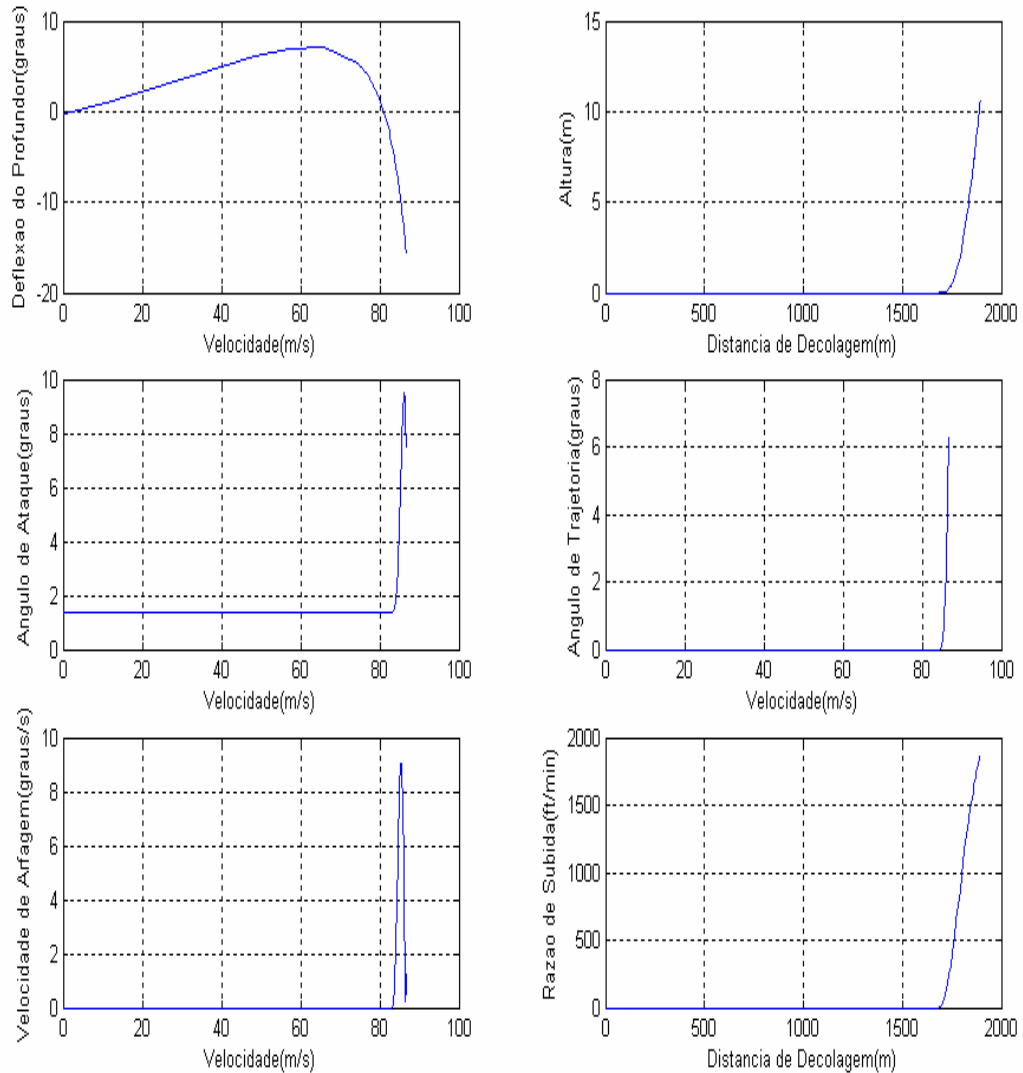


Figura 5-30 – Gráficos da otimização número 30

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)	
1621,70	71,74	200,42	1893,86	
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)	
83,41	84,79	86,70	63,08	
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	
35,44	0,85	2,33	38,62	
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	α_I (°)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1875,90	10,99	1,38	Não

Tabela 5-36 – Dados da otimização número 30

5.4 Simulações numéricas não otimizadas

Na seção anterior foram apresentadas simulações de decolagem otimizadas para as diversas condições mostradas na Tabela 5-3 e Tabela 5-4. Falta, neste momento, demonstrar que o vetor de controle $\mathbf{u}(t)$ obtido nas simulações de número 01 a 30 é realmente ótimo (sub-ótimo). Como já descrito, não há garantia alguma de que o vetor de controle é globalmente ótimo, pois a solução é limitada devido a parametrização da lei de controle, e devido a restrições presentes no próprio algoritmo.

Como o número de otimizações é bastante elevado, foi selecionado apenas um pequeno número de simulações para avaliar se o vetor de controle ótimo (sub-ótimo) é realmente ótimo (sub-ótimo). Estas simulações são apresentadas na Tabela 5-37.

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	<i>ΔISA (°)</i>	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
31	20,00	0,00	0,00	56515,00	01
32	20,00	0,00	0,00	56515,00	01
33	20,00	0,00	0,00	56515,00	01
34	20,00	0,00	0,00	56515,00	02
35	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

Tabela 5-37 – Simulações executadas para vetores de controle não otimizados

Os resultados das simulações 31, 32 e 33 serão confrontados contra os resultados da simulação 01. As simulações 34 e 35 serão, respectivamente, comparadas com as simulações 02 e 03. O vetor de controle utilizado nas simulações 31 a 35 está descrito na Tabela 5-38.

Simulação	Vetor de controle
31	Estimativa inicial do problema gerado aleatoriamente. Este vetor de controle fere um ou mais vínculos do problema.
32	Estimativa inicial do problema calibrado após algumas simulações com a estimativa inicial da simulação 31. Este vetor de controle não fere nenhum dos vínculos do problema.
33, 34 e 35	A deflexão do profundor assume um valor constante e diferente de zero em uma velocidade próxima da V_R . Este vetor de controle não fere nenhum vínculo, e é o que apresenta o melhor desempenho usando este tipo de controle com a função objetivo 01, 02 e 03, respectivamente.

Tabela 5-38 – Simulações com vetor de controle não otimizados

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
31	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

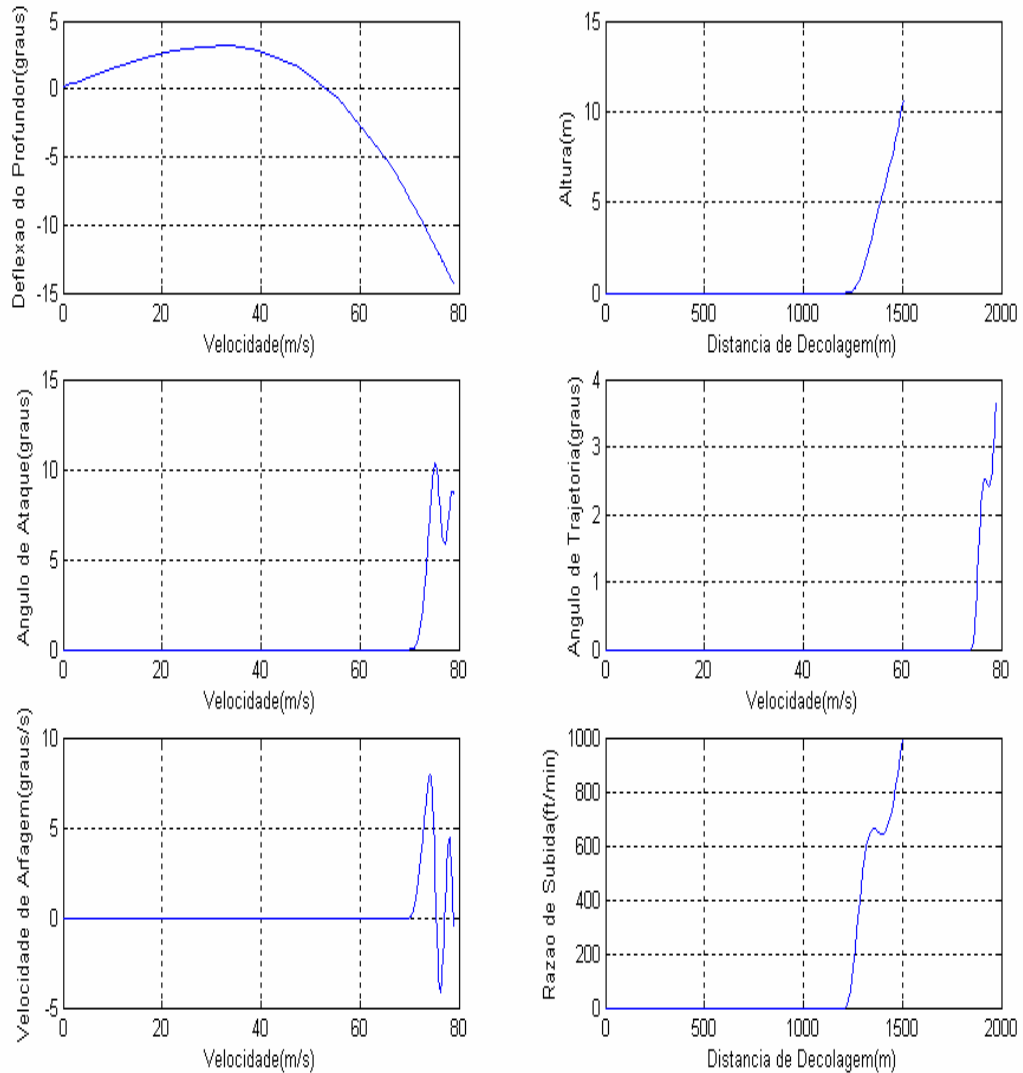


Figura 5-31 – Gráficos da simulação número 31

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1076,60	142,59	285,39	1504,58
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
70,47	74,14	78,92	63,12
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
28,41	1,97	3,72	34,10
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	992,33	6,38	Sim ($\alpha_{MAX} > 9,5$)

Tabela 5-39 – Dados da simulação número 31

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
32	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

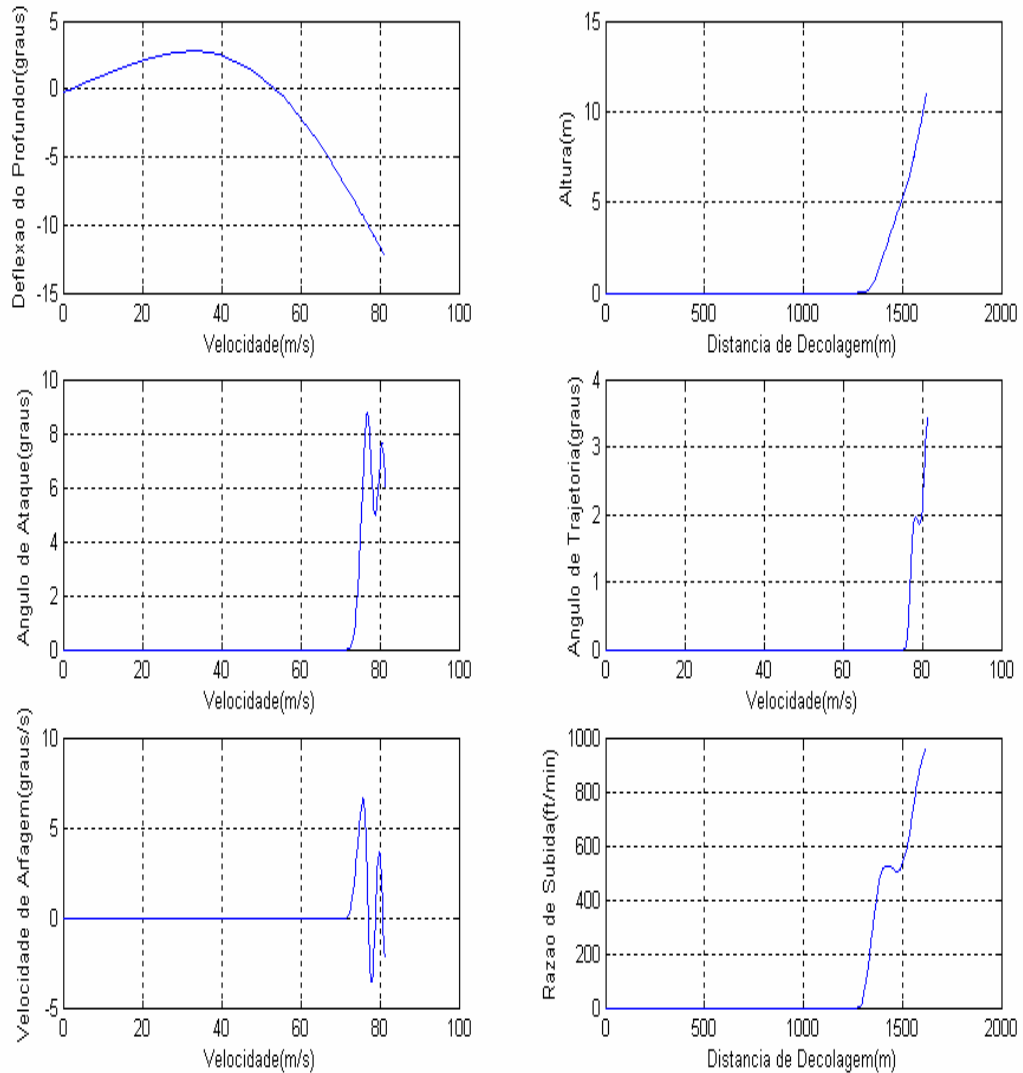


Figura 5-32 – Gráficos da simulação número 32

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1140,60	150,49	330,85	1621,94
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
72,18	75,89	81,43	63,08
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
29,31	2,03	4,19	35,53
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	955,42	5,95	Não

Tabela 5-40 – Dados da simulação número 32

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
33	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

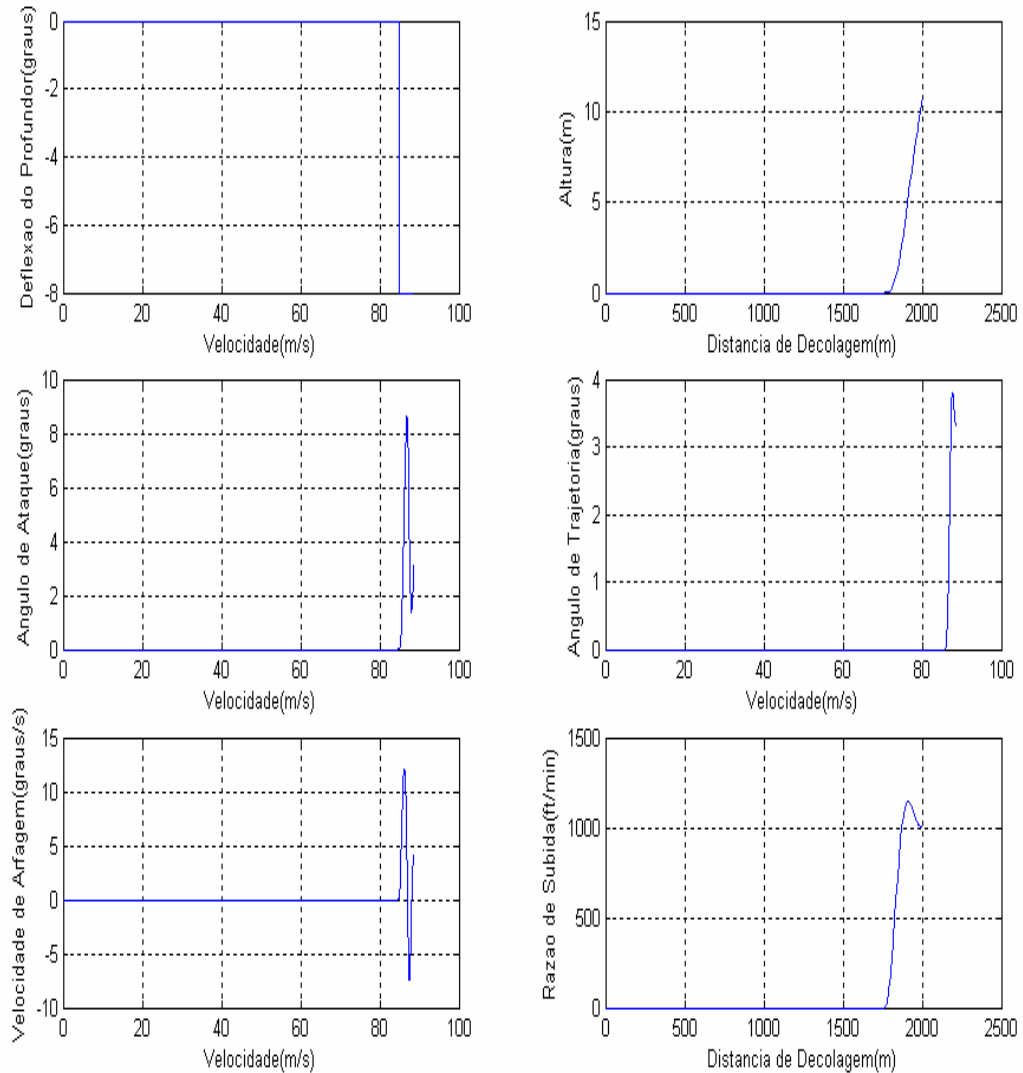


Figura 5-33 – Gráficos da simulação número 33

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
1719,50	52,67	230,05	2002,22
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
85,03	86,00	88,61	63,29
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
36,64	0,61	2,63	39,88
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1005,10	5,76	Não

Tabela 5-41 – Gráficos da simulação número 33

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
34	20,00	0,00	0,00	56515,00	02

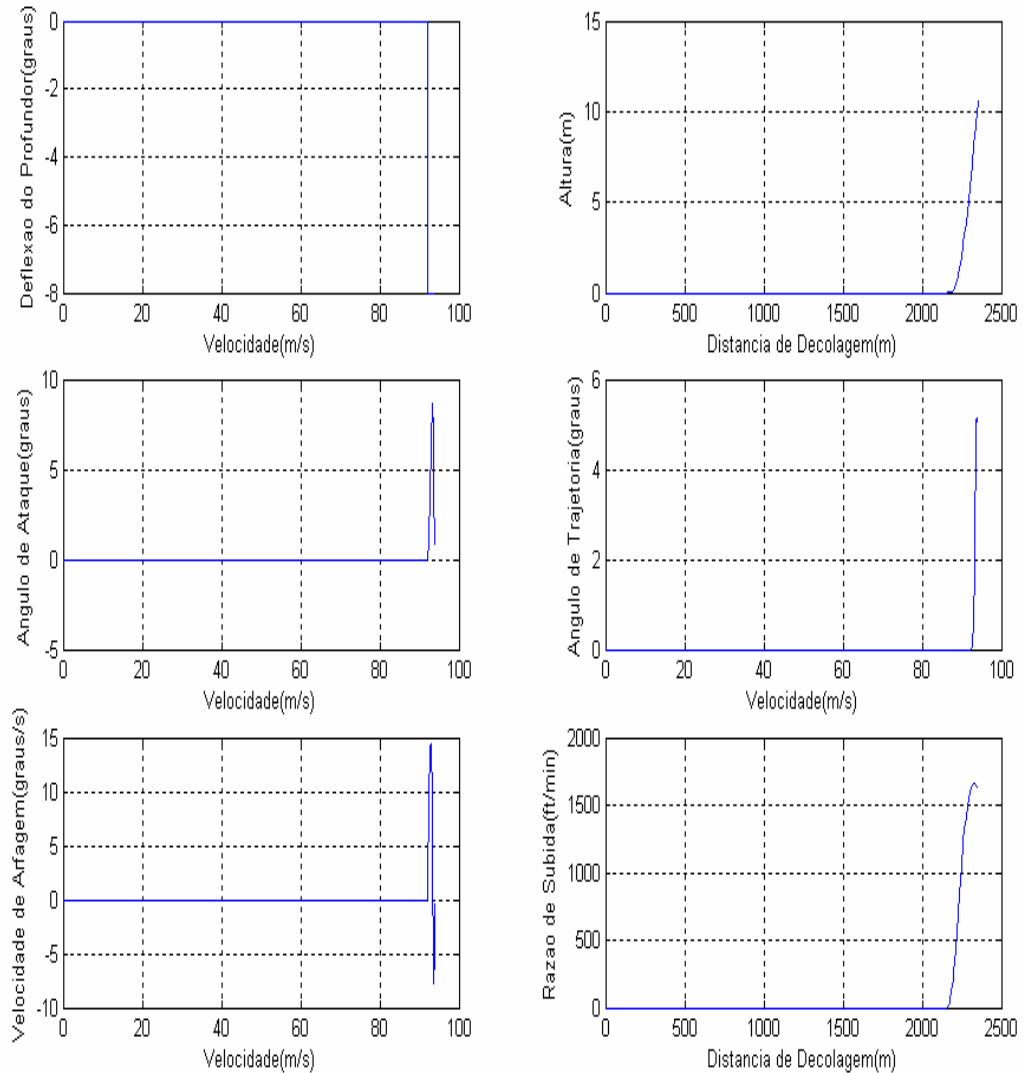


Figura 5-34 – Gráficos da simulação número 34

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
2131,30	33,99	189,72	2355,01
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
92,05	92,56	93,94	63,18
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
41,29	0,36	2,03	43,68
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1622,60	8,77	Não

Tabela 5-42 – Dados da simulação número 34

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
35	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

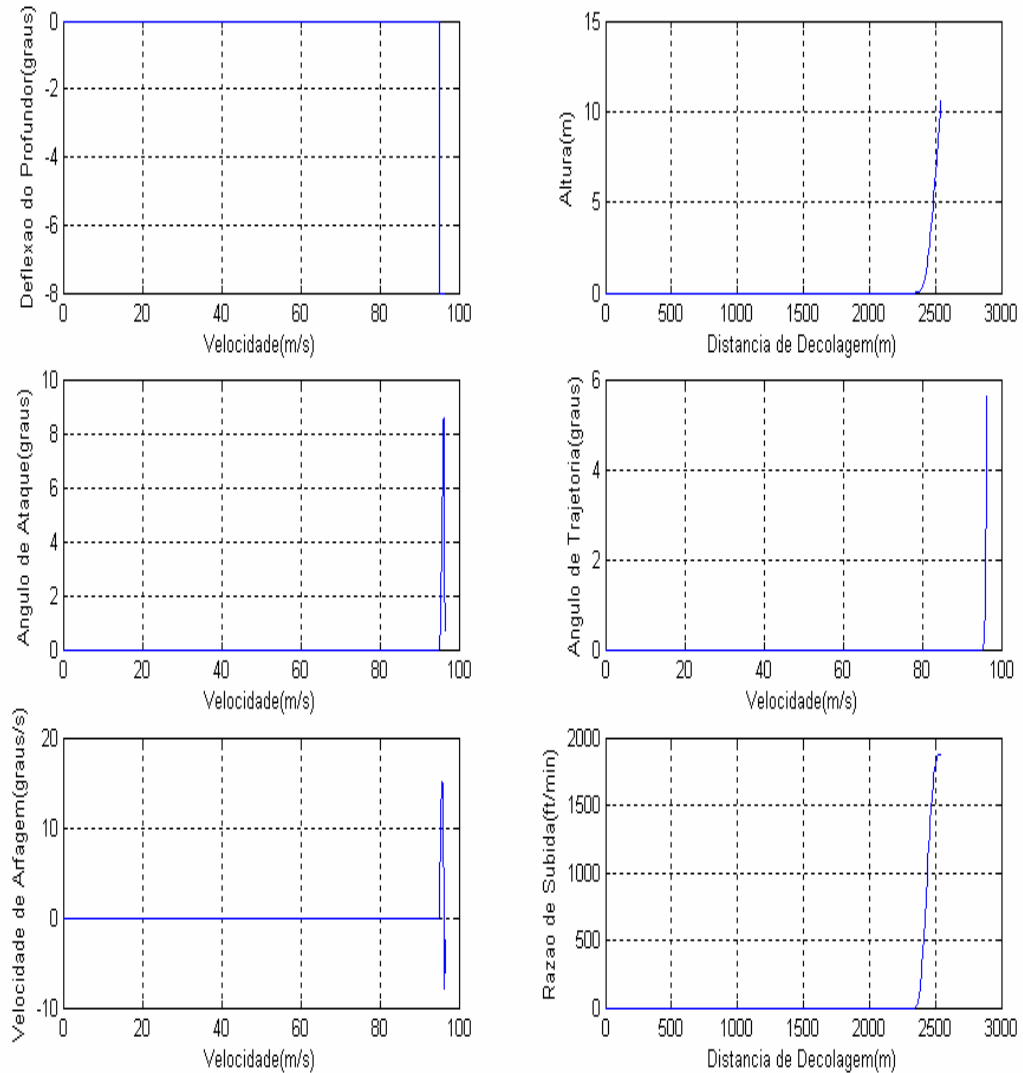


Figura 5-35 – Gráficos da simulação número 35

S_{NGR} (m)	S_R (m)	S_A (m)	S_{TO} (m)
2331,40	29,34	183,21	2543,95
V_R (m/s)	V_{LOF} (m/s)	V_{35} (m/s)	V_S (m/s)
95,02	95,43	96,49	63,16
Δt_{V_R} (s)	$\Delta t_{V_{LOF}-V_R}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}-V_{LOF}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)
43,43	0,30	1,91	45,64
H (ft)	ROC (ft/min)	ϕ_{35} (%)	<i>Restrições Violadas</i>
35,00	1869,80	9,84	Não

Tabela 5-43 – Dados da simulação número 35

5.5 Validação dos resultados

Os métodos Roskam, Torenbeek e Boeing são bastante utilizados para cálculos aproximados da distância de decolagem. O método Torenbeek é mais utilizado em etapas iniciais do projeto de uma aeronave, pois necessita de um número menor de parâmetros para estimar a distância de decolagem. O método Roskam exige um número de parâmetros maior, sendo usado quando já se conhece bem os dados de tração e aerodinâmicos da aeronave. O método Boeing baseia-se em estimativas de tração, forças aerodinâmicas e dados de ensaio em vôo para o cálculo da distância de decolagem. Entre os métodos citados, o método Boeing é o que apresenta a maior precisão.

Os métodos citados acima serão utilizados para validar o modelo da dinâmica de decolagem apresentado neste trabalho. Ou seja, será calculado a distância de decolagem através dos três métodos, e em seguida, estes resultados serão comparados com uma das simulações realizadas. O objetivo deste procedimento é verificar a conformidade dos resultados do modelo deste trabalho com métodos tradicionalmente utilizados. A simulação selecionada para este procedimento é a otimização número 01. A mesma base de dados desta simulação foi utilizada pelos métodos de cálculo aproximados. A comparação dos resultados está apresentada na Tabela 5-44, e todas as diferenças percentuais são em relação aos dados da simulação 01.

	S_{NGR}	S_R	S_A	S_{TO}
Simulação 01	1064,50 m	156,13 m	333,60 m	1554,20 m
Roskam	1011,20 m	156,10 m	360,38 m	1527,60 m
	-5,00%	-0,01%	8,02%	-1,71%
Torenbeek	1165,70 m		565,53 m	1731,20 m
	-4,50%		69,52%	11,38%
Boeing	1058,70 m	156,10 m	332,95 m	1547,80 m
	-0,54%	-0,01%	-0,19%	-0,41%

Tabela 5-44 – Validação dos resultados com os métodos Roskam, Torenbeek e Boeing

Os métodos Roskam e Boeing apresentaram uma pequena divergência percentual (1,71% e 0,41%, respectivamente) em relação a simulação 01, e como já esperado, o método Torenbeek divergiu bastante dos resultados (11,38%). Os dados da Tabela 5-44 confirmam,

como esperado, a coerência dos resultados do modelo usado neste trabalho. Para maiores esclarecimentos sobre os métodos Roskam, Torenbeek e Boeing consultar os apêndices deste trabalho.

5.6 Comparação dos resultados

Nas seções 5.4 e 5.5 foram apresentadas as simulações otimizadas e não otimizadas, respectivamente, deste trabalho. A análise das simulações não otimizadas permite que seja verificado o ganho real proporcionado pelo algoritmo de otimização. Nas simulações otimizadas, o efeito de variáveis como a deflexão dos flaps, o peso da aeronave, a temperatura e a altitude, pode ser avaliado no desempenho de decolagem. O uso de funções objetivo diferentes demonstra a versatilidade do algoritmo em permitir que o usuário possa optar pelo desempenho de decolagem que melhor convier para o problema. Nas otimizações onde o ângulo de incidência asa fuselagem é parâmetro a otimizar, pode-se avaliar o impacto que pequenas mudanças na geometria da aeronave podem proporcionar no desempenho.

No intuito de facilitar a compreensão do exposto acima, as Figura 5-36 a Figura 5-45 apresentam um conjunto de comparações, onde pode melhor ser avaliado o desempenho da aeronave em cada situação específica. Nestas figuras podem ser avaliados dados de desempenho entre as simulações, e análises gráficas da *deflexão do profundor x velocidade*, da *altura x distância de decolagem* (trajetória de vôo) e da *razão de subida x distância de decolagem*. A Tabela 5-45 apresenta um resumo contendo o que é comparado em cada figura.

Figura	Descrição da Comparação
Figura 5-36	Soluções otimizadas e vetores de controle iniciais do problema.
Figura 5-37	Soluções otimizadas e vetores de controle constantes para a função objetivo 01
Figura 5-38	Soluções otimizadas e vetores de controle constantes para a função objetivo 02
Figura 5-39	Soluções otimizadas e vetores de controle constantes para a função objetivo 03
Figura 5-40	Soluções otimizadas para as funções objetivo descritas.
Figura 5-41	Soluções otimizadas para deflexões de flaps variadas.
Figura 5-42	Soluções otimizadas para diversos pesos de decolagem.
Figura 5-43	Soluções otimizadas para diferentes temperaturas (<i>ISA</i>).
Figura 5-44	Soluções otimizadas para altitudes distintas.
Figura 5-45	Soluções otimizadas com e sem o ângulo de incidência otimizado.

Tabela 5-45 – Descrição das comparações presentes nas Figuras 5-36 a 5-45

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01, 31 e 32	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

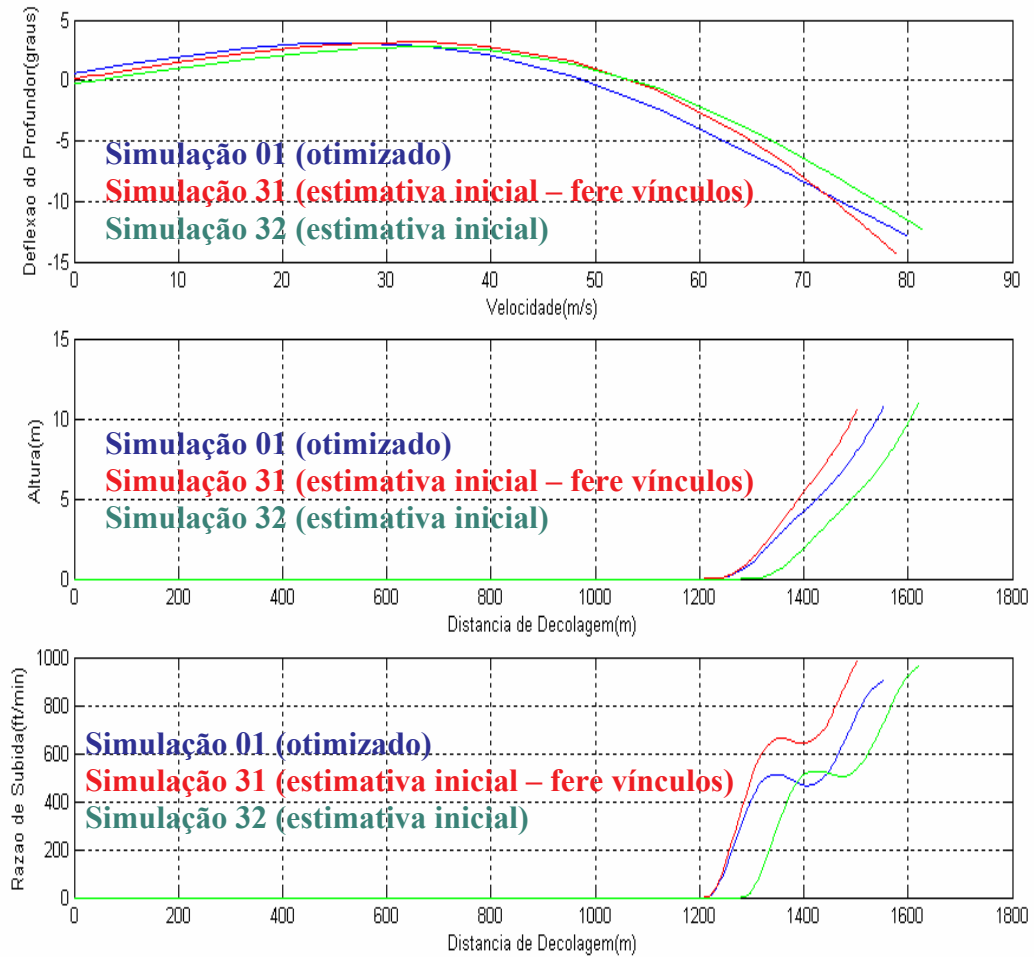


Figura 5-36 – Gráficos das otimizações número 01, 31 e 32

<i>Simulação 01</i>	<i>Simulação 31</i>	<i>Simulação 32</i>	<i>Diff. (%) 01 e 32</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1504,58	1621,94	-4,17
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	70,47	72,18	-2,85
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	34,10	35,53	-2,30
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	992,33	955,42	-5,71

Tabela 5-46 – Comparação entre as otimizações número 01, 31 e 32

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01 e 33	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

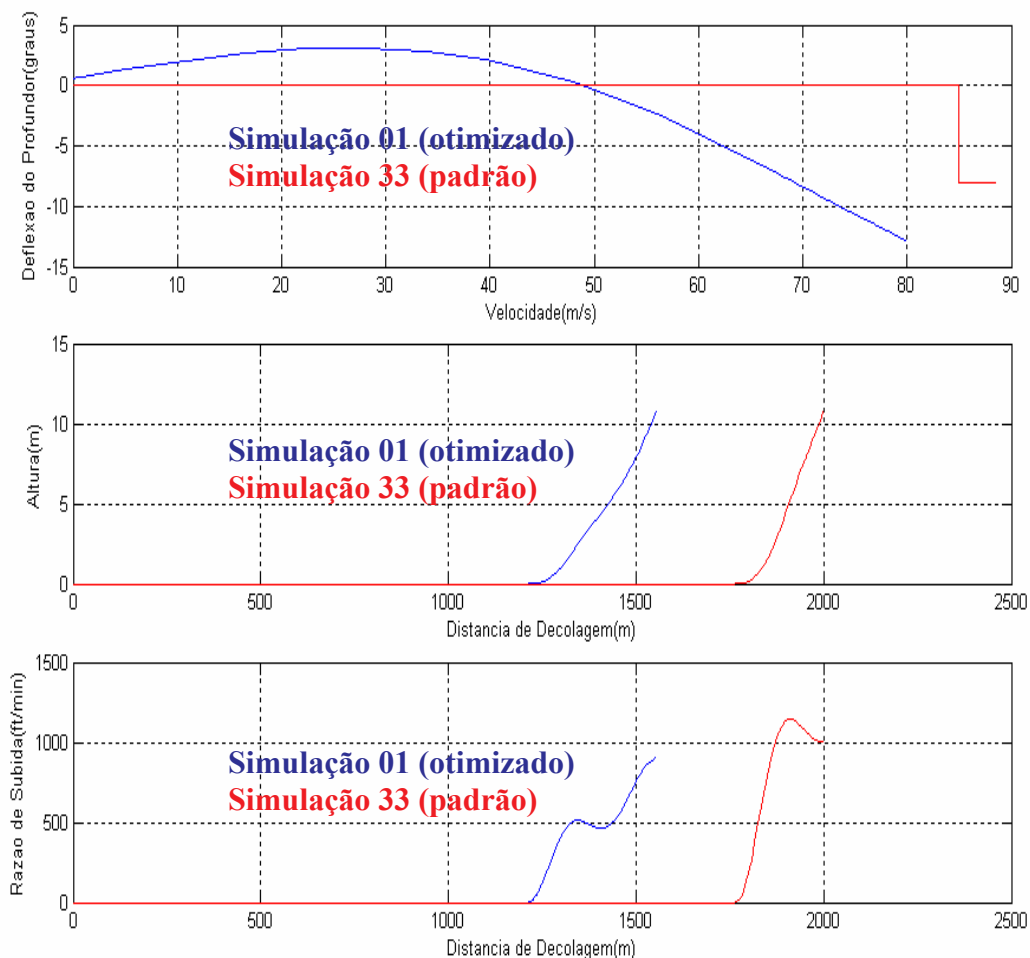


Figura 5-37 – Gráficos das otimizações número 01 e 33

<i>Simulação 01</i>	<i>Simulação 33</i>	<i>Diff. (%) 01 e 33</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	2002,22	-22,37
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	85,03	-17,53
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	39,88	-12,96
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	1005,10	-10,37

Tabela 5-47 – Comparação entre as otimizações número 01 e 33

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
02 e 34	20,00	0,00	0,00	56515,00	02

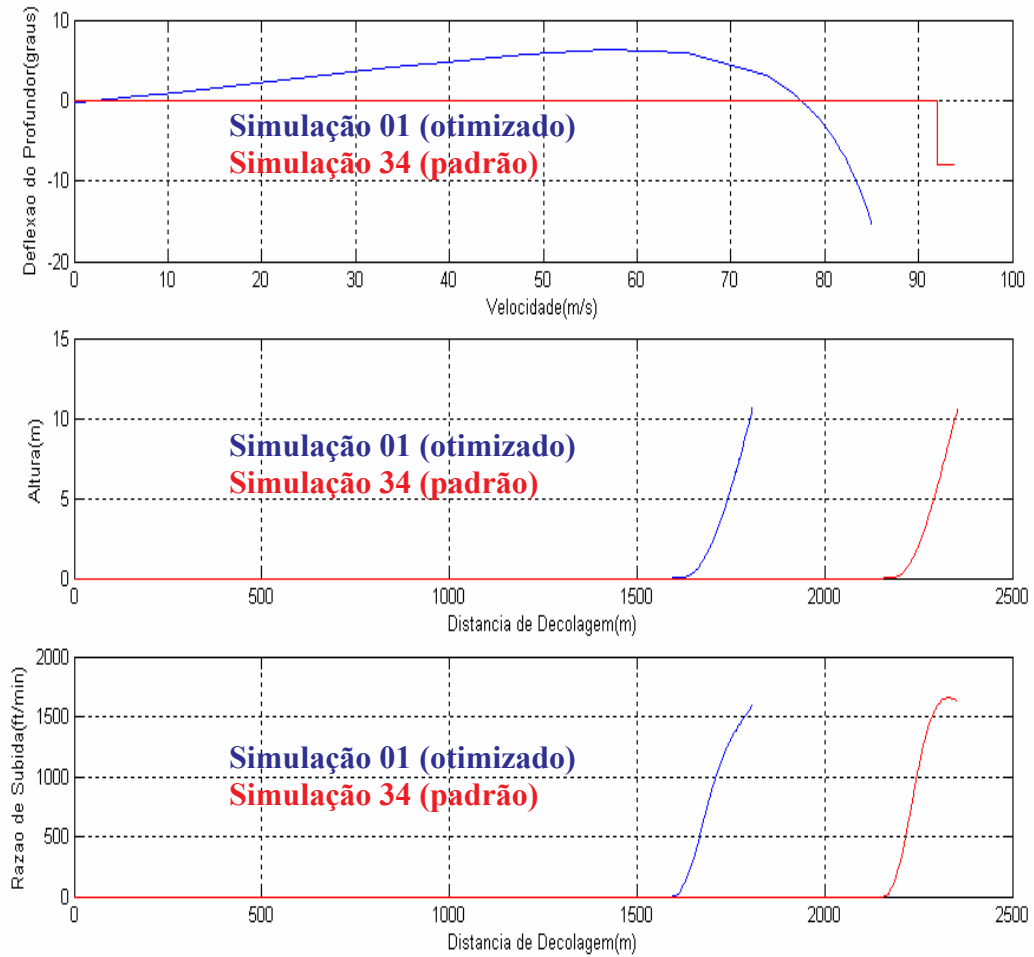


Figura 5-38 – Gráficos das otimizações número 02 e 34

<i>Simulação 02</i>	<i>Simulação 34</i>	<i>Diff. (%) 02 e 34</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1809,05	2355,01	-23,18
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
80,80	92,05	-12,22
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
37,69	43,68	-13,71
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
1598,10	1622,60	-1,50

Tabela 5-48 – Comparação entre as otimizações número 02 e 34

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
03 e 35	20,00	0,00	0,00	56515,00	03

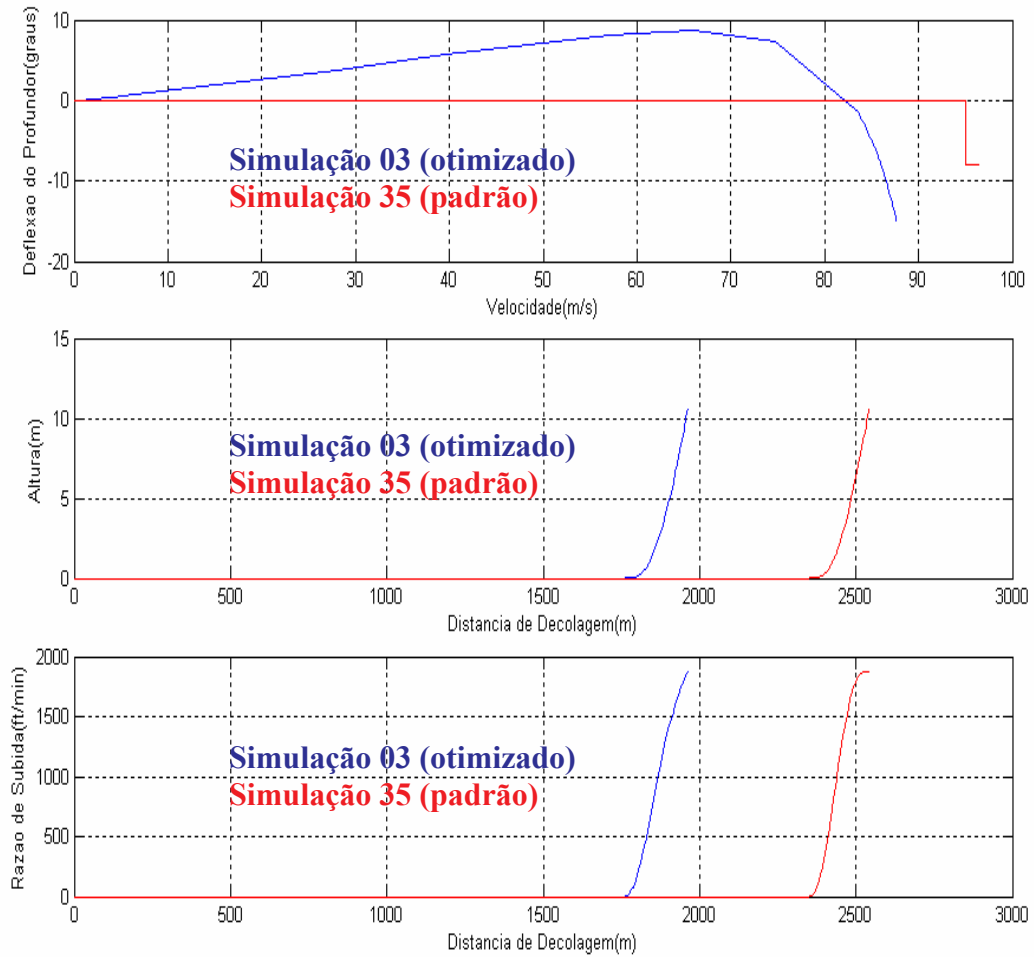


Figura 5-39 – Gráficos das otimizações número 03 e 35

<i>Simulação 03</i>	<i>Simulação 35</i>	<i>Diff. (%) 03 e 35</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1962,63	2543,95	-22,85
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
84,39	95,02	-11,18
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
39,43	45,64	-13,60
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
1879,00	1869,80	0,49

Tabela 5-49 – Comparação entre as otimizações número 03 e 33

Simulação	Flap (°)	Altitude (m)	ΔISA (°)	Massa (kg)	F. Objetivo
01, 02 e 03	20,00	0,00	0,00	56515,00	01, 02 e 03

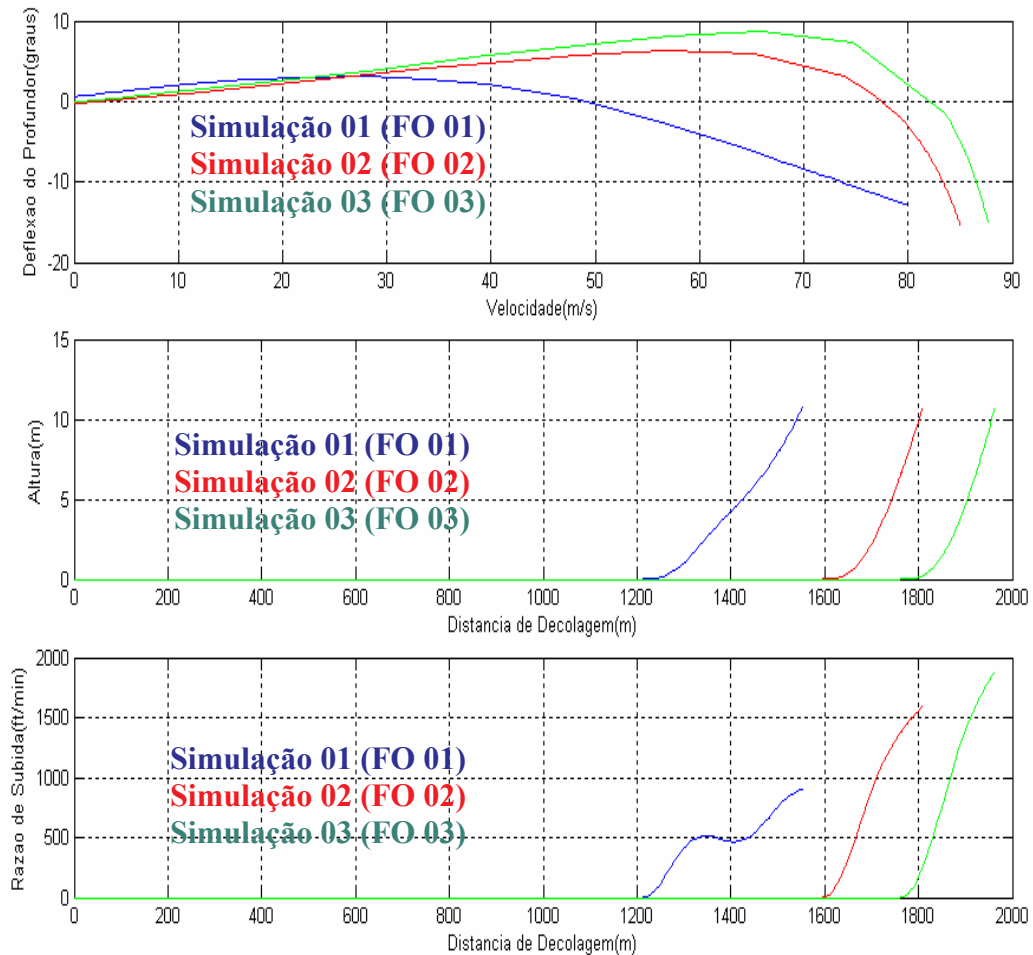


Figura 5-40 – Gráficos das otimizações número 01, 02 e 03

Simulação 01	Simulação 02	Simulação 03	Diff. (%) 01 e 03
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1809,05	1962,63	26,27
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	80,80	84,39	20,35
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	37,69	39,43	13,59
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	1598,10	1879,00	108,58

Tabela 5-50 – Comparação entre as otimizações número 01, 02 e 03

Simulação	Flap (°)	Altitude (m)	ΔISA (°)	Massa (kg)	F. Objetivo
01, 04 e 07	20, 12 e 7	0,00	0,00	56515,00	01

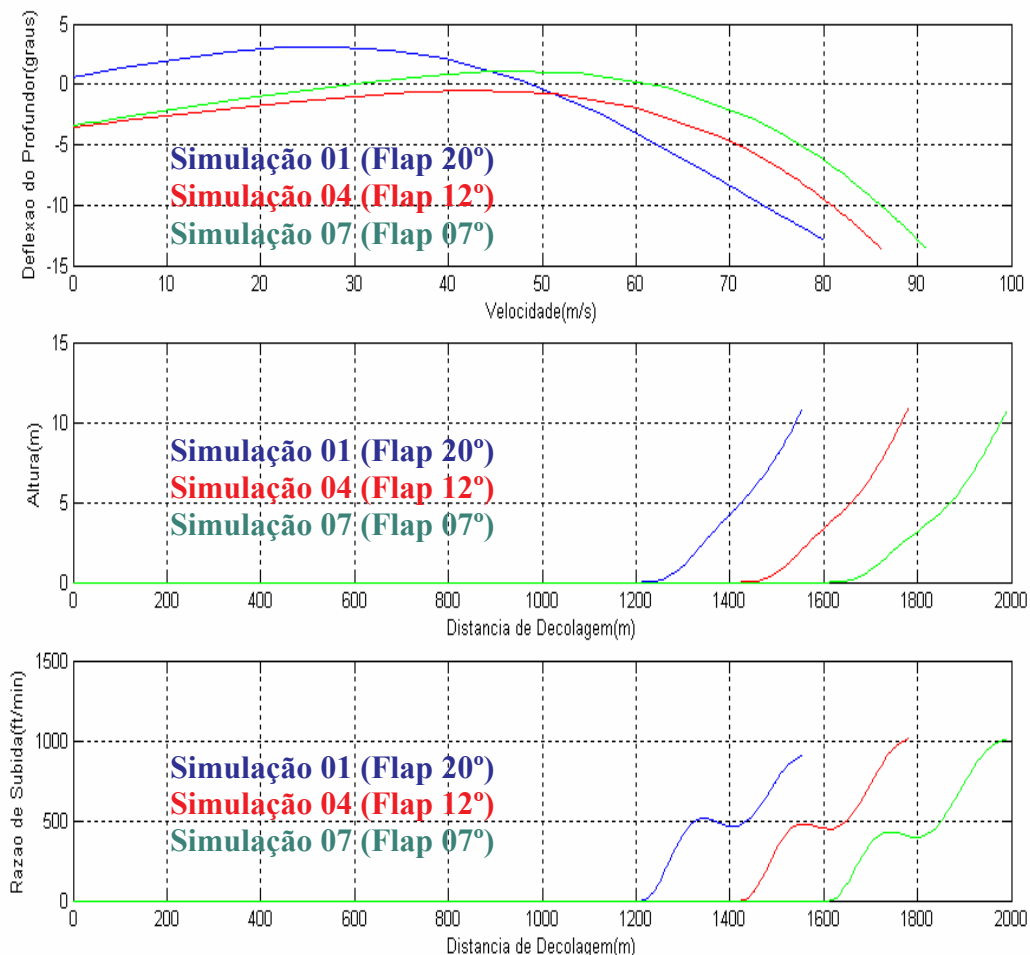


Figura 5-41 – Gráficos das otimizações número 01, 04 e 07

Simulação 01	Simulação 04	Simulação 07	Diff. (%) 01 e 07
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1782,91	1990,80	28,08
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	76,43	81,28	15,91
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	37,16	39,32	13,28
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	1010,00	1005,30	11,59

Tabela 5-51 – Comparação entre as otimizações número 01, 04 e 07

Simulação	Flap (°)	Altitude (m)	ΔISA (°)	Massa (kg)	F. Objetivo
01, 10 e 13	20,00	0,00	0,00	56515, 48815 e 41110	01

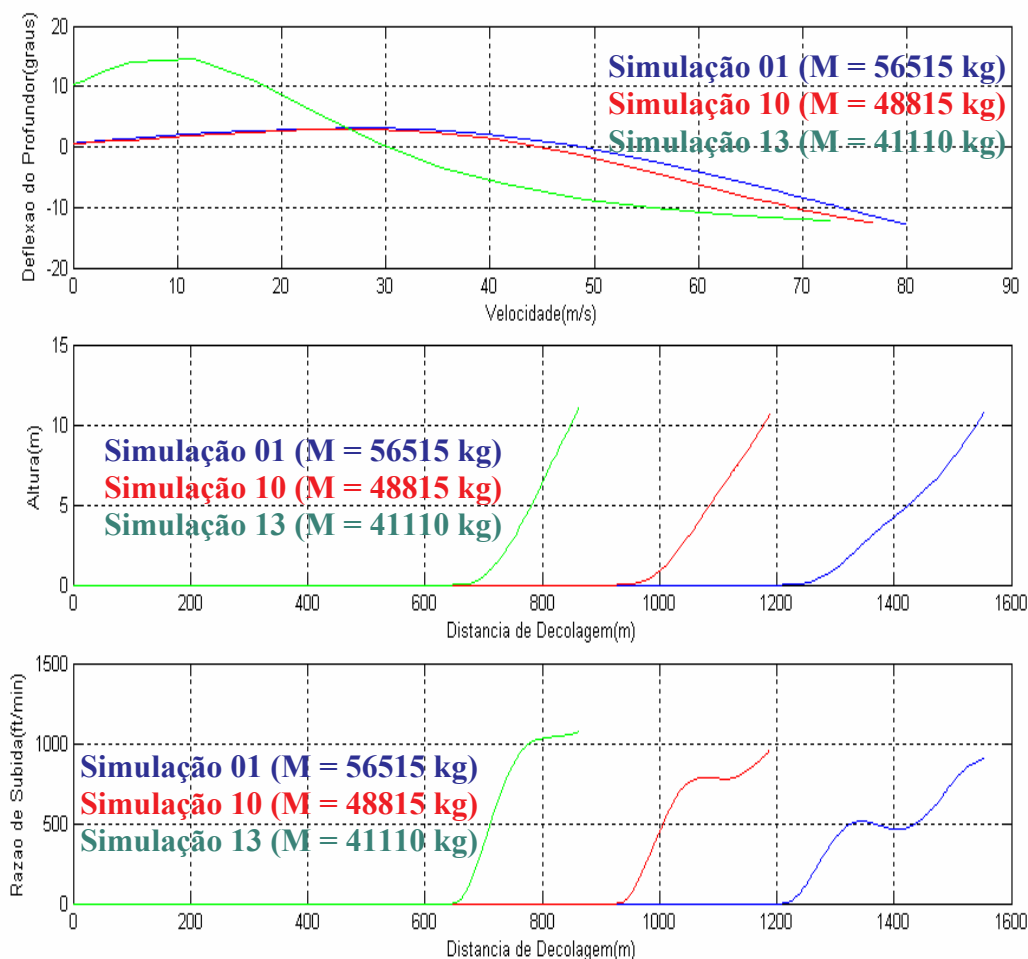


Figura 5-42 – Gráficos das otimizações número 01, 10 e 13

Simulação 01	Simulação 10	Simulação 13	Diff. (%) 01 e 13
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1188,69	864,21	-44,39
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	66,85	60,79	-13,30
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	27,87	21,54	-37,94
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	960,13	1068,70	18,63

Tabela 5-52 – Comparação entre as otimizações número 01, 10 e 13

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01, 16 e 19	20,00	0,00	0, 15 e 30	56515,00	01

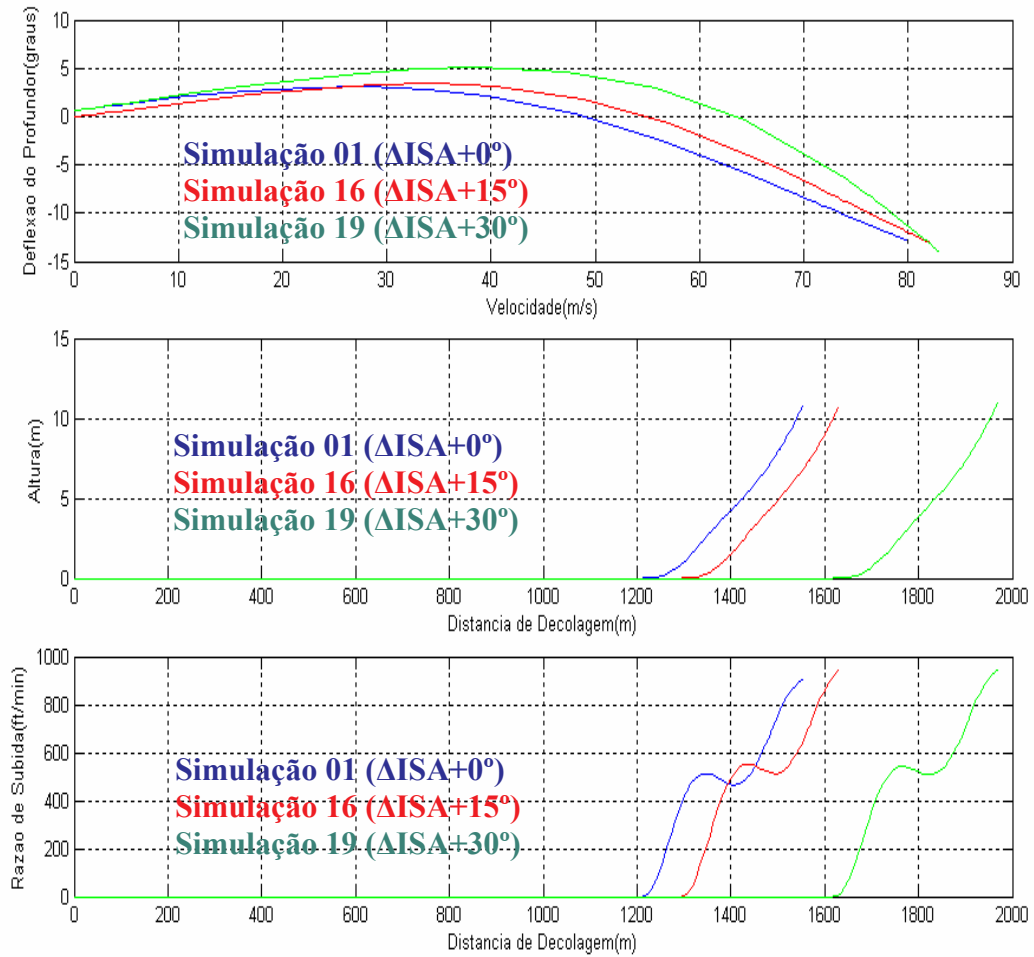


Figura 5-43 – Gráficos das otimizações número 01, 16 e 19

<i>Simulação 01</i>	<i>Simulação 16</i>	<i>Simulação 19</i>	<i>Diff. (%) 01 e 19</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1631,56	1971,03	26,81
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	72,81	75,62	7,84
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	35,56	42,00	21,00
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	945,02	941,45	4,51

Tabela 5-53 – Comparação entre as otimizações número 01, 16 e 19

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01, 22 e 25	20,00	0, 1000 e 2000	0,00	56515,00	01

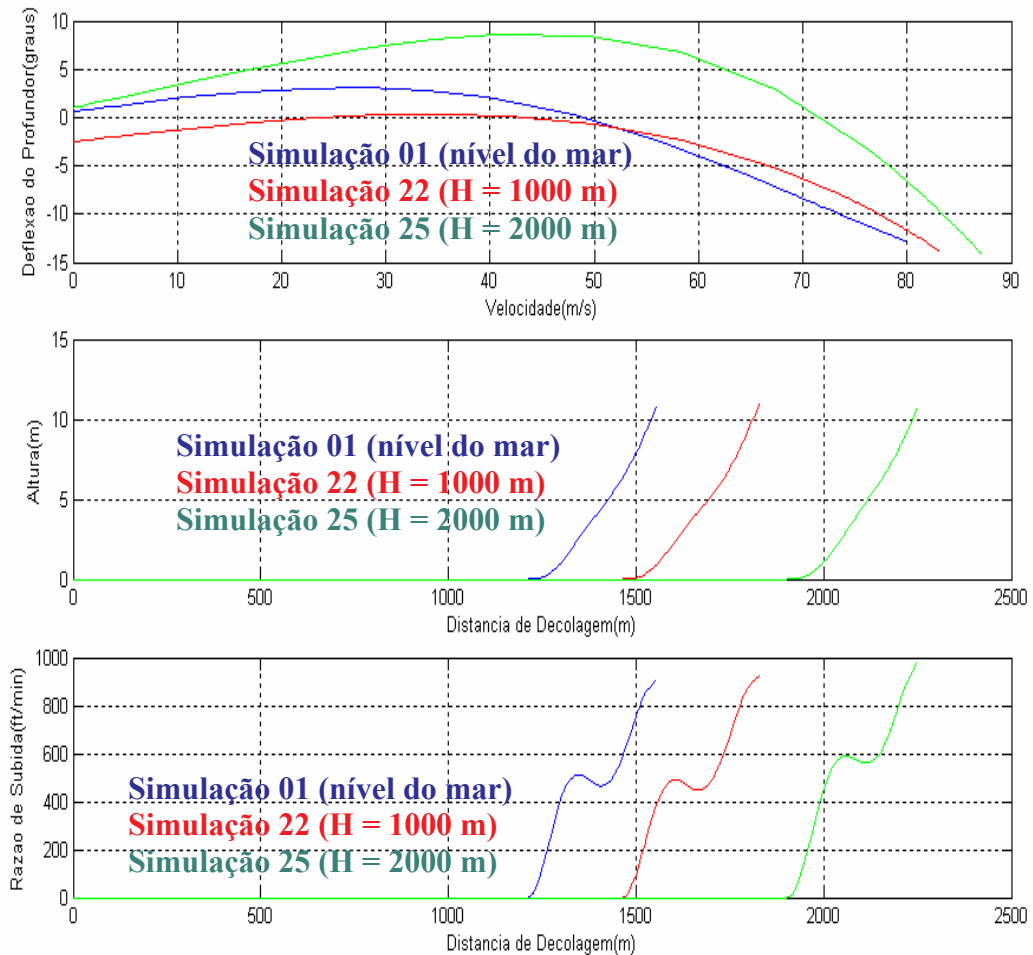


Figura 5-44 – Gráficos das otimizações número 01, 22 e 25

<i>Simulação 01</i>	<i>Simulação 22</i>	<i>Simulação 25</i>	<i>Diff. (%) 01 e 25</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1829,72	2249,38	44,72
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	74,21	80,65	15,01
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	39,22	45,72	31,71
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	919,12	980,72	8,86

Tabela 5-54 – Comparação entre as otimizações número 01, 22 e 25

<i>Simulação</i>	<i>Flap (°)</i>	<i>Altitude (m)</i>	ΔISA (°)	<i>Massa (kg)</i>	<i>F. Objetivo</i>
01 e 28	20,00	0,00	0,00	56515,00	01

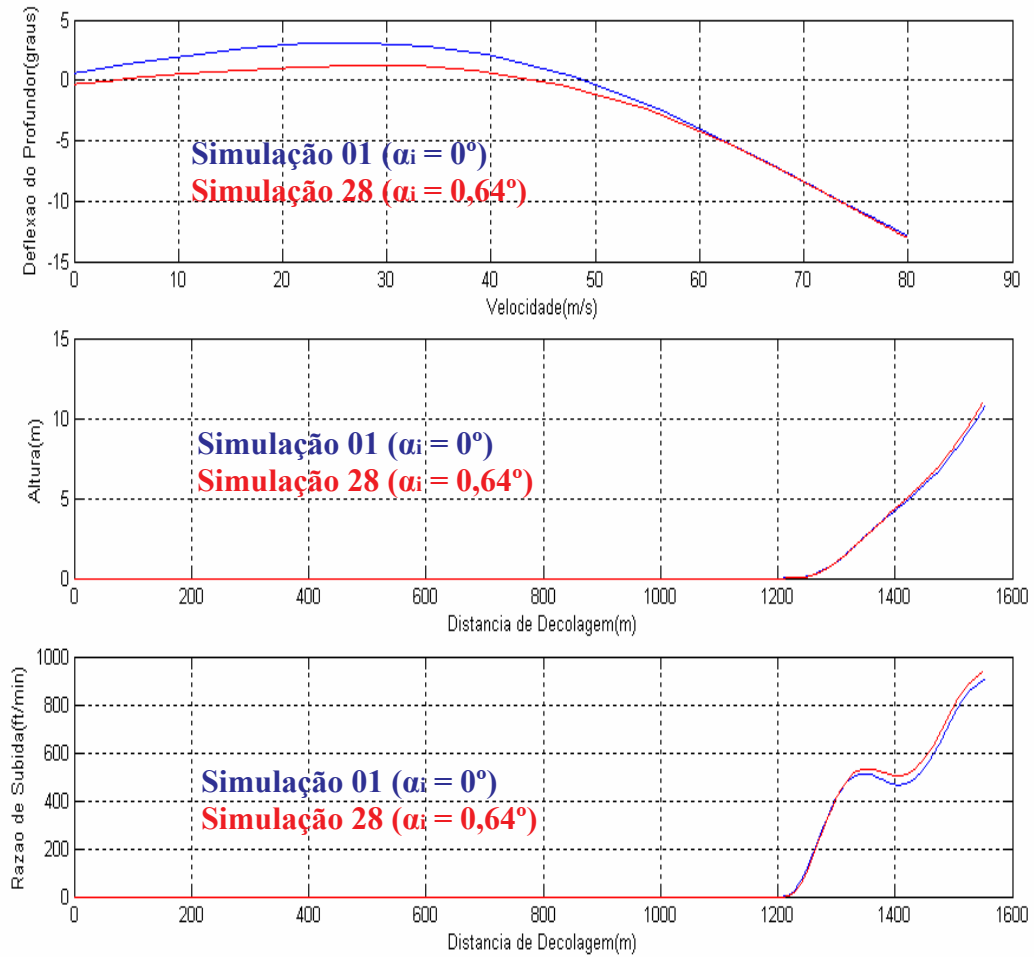


Figura 5-45 – Gráficos das otimizações número 01 e 28

<i>Simulação 01</i>	<i>Simulação 28</i>	<i>Diff. (%) 01 e 28</i>
S_{TO} (m)	S_{TO} (m)	S_{TO} (%)
1554,23	1549,88	-0,27
V_R (m/s)	V_R (m/s)	V_R (%)
70,12	70,43	0,44
$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (s)	$\Delta t_{V_{35}}$ (%)
34,71	34,64	-0,20
ROC (ft/min)	ROC (ft/min)	ROC (%)
900,82	927,72	2,98

Tabela 5-55 – Comparação entre as otimizações número 01 e 28

5.7 *Discussão dos resultados*

Na seção 4.8, são apresentadas as principais variáveis que influenciam a distância de decolagem e seus efeitos no desempenho da aeronave. As seções 5.3, 5.4 e 5.6 apresentam simulações onde estas variáveis assumem valores diversos. O respectivo efeito destas variáveis no desempenho de decolagem da aeronave são apresentados em forma de tabelas e gráficos.

Na Figura 5-36 e Tabela 5-46 é apresentado o desempenho do algoritmo em otimizar uma estimativa inicial qualquer, mesmo que este viole as restrições do problema. Como discutido na seção 5.2, a variável que viola as restrições (neste caso, o ângulo de ataque máximo) é incluída na função objetivo, sendo retirada desta quando for obtido um vetor de controle que não viole mais os vínculos. Este vetor de controle semi-otimizado servirá de estimativa inicial para a otimização. Ainda discutido na seção 5.2, a técnica da continuação é bastante empregada na busca de um vetor de controle ótimo. Na comparação entre o vetor de controle semi-otimizado (simulação 32) e o vetor de controle ótimo (simulação 01) houve uma diminuição de 4,17% na distância de decolagem, enquanto que a razão de subida diminuiu 5,71%. A comparação busca avaliar o desempenho e qualidade do algoritmo em encontrar a solução ótima do problema.

Na Figura 5-37 e Tabela 5-47 é mostrado o ganho proporcionado no desempenho de decolagem pela otimização em relação a uma decolagem padrão. Decolagem padrão consiste no procedimento de selecionar-se uma velocidade de rotação, e defletir o profundor a um valor pré-determinado apenas no momento que esta velocidade for atingida. Para um conjunto de velocidades de rotação e deflexões do profundor, foi escolhida a combinação que apresentou o melhor desempenho de decolagem cumprindo todos os vínculos do problema. Comparando o vetor de controle otimizado (simulação 01) com a decolagem padrão (simulação 31), a velocidade de rotação foi reduzida em 17,53%, o que determinou a diminuição expressiva na distância de decolagem em 22,37%. Estes dados são obtidos tomando como base a função objetivo 01. Esta comparação tenta demonstrar o efetivo ganho no desempenho de decolagem com o algoritmo de otimização.

Na Figura 5-38 e Tabela 5-48 é mostrado o mesmo ganho obtido demonstrado no parágrafo anterior, mas tomando como base a função objetivo 02. Na comparação (simulações 02 e 34), a velocidade de rotação foi reduzida em 12,22%, e a distância de decolagem diminuiu 23,18%. Já na Figura 5-39 e Tabela 5-49, é tomado como base a função objetivo 03.

Novamente, a velocidade de rotação caiu em 11,18%, e a distância de decolagem recuou 22,85%.

Na Figura 5-40 e Tabela 5-50 é avaliado o efeito de cada função objetivo no desempenho de decolagem da aeronave. A função objetivo é composta por dois termos, o primeiro é a distância de decolagem, e o segundo é a razão de subida, a qual serve como fator de penalização. O fator de penalização pode ter um efeito maior ou menor na função objetivo de acordo com o valor arbitrado para a constante de penalização K . Os resultados mostram que para um fator da constante de penalização maior (função objetivo prioriza a razão de subida), a velocidade de rotação aumenta, e a deflexão do profundor é bem mais acentuada. Comparando os resultados entre a função objetivo 01 (simulação 01) e a função objetivo 03 (simulação 03), a velocidade de rotação sofre um incremento de 20,35%, a distância de decolagem é aumentada de 26,27%, e a razão de subida de subida é acrescida em 108,58%. Esta comparação visa demonstrar o efeito que o piloto pode exercer sobre a velocidade de rotação com o objetivo de alcançar razões de subidas superiores.

Na Figura 5-41 e Tabela 5-51 é avaliado o efeito da deflexão do flap selecionado no desempenho de decolagem da aeronave. Deflexões de flap maiores diminuem a distância de decolagem, mas em contrapartida há uma redução significativa da razão de subida da aeronave devido ao acréscimo de arrasto. Geralmente, deflexões superiores do flap são aplicadas apenas em aeroportos que apresentam pista de decolagem cujo comprimento é curto. Comparando os desempenhos para uma decolagem com flap 20 (simulação 01) e flap 07 (simulação 07), a distância de decolagem para o flap menor é aumentada em 28,08%. Em contrapartida, devido a o arrasto ser menor para o flap menor, a razão de subida aumenta em 11,59%. Esta comparação tem por objetivo verificar a influência da deflexão do flap no compromisso entre a distância de decolagem e a razão de subida da aeronave.

Na Figura 5-42 e Tabela 5-52 é avaliado o efeito do peso da aeronave no desempenho de decolagem. Quanto maior é a massa da aeronave, maior será a força de sustentação necessária para que a aeronave descole do solo. Como as forças aerodinâmicas são proporcionais ao quadrado da velocidade, a aeronave só conseguirá sair do solo em uma velocidade superior a praticada com o peso menor. Comparados os dados entre uma decolagem com massa de 56515 kg (simulação 01) e uma de 41110 kg (simulação 13), percebe-se que a deflexão do profundor é bem mais acentuada para o caso de massa menor. Isto implicará numa velocidade de rotação reduzida em 13,30%, e claro, uma distância de decolagem menor da ordem de 44,39%. A redução do peso entre as simulações é da ordem de 27,25%. Esta comparação visa

discutir a influência do aumento do peso da aeronave, e o seu respectivo impacto no desempenho de decolagem.

Na Figura 5-43 e Tabela 5-53 é avaliado o efeito da temperatura ambiente, em termos de ΔISA , sobre o desempenho de decolagem da aeronave. O aumento de temperatura provoca uma expansão dos gases que compõem a atmosfera, e isto acaba acarretando em uma redução da densidade atmosférica. Como a força de sustentação é proporcional a densidade atmosférica, a velocidade necessária para a aeronave descolar do solo, para um mesmo peso de decolagem, será maior para o caso de temperatura superior. O aumento de temperatura também reduz a eficiência dos motores aeronáuticos, disponibilizando uma tração inferior ao caso com temperatura menor. Comparando uma decolagem $ISA+0^{\circ}C$ (simulação 01) contra uma $ISA+30^{\circ}C$ pode-se averiguar a redução do desempenho da aeronave com o incremento de temperatura. A distância de decolagem é aumentada em 26,81%, enquanto a velocidade de rotação aumenta 7,84%. Esta comparação tem por objetivo apresentar o quanto é penalizado o desempenho de decolagem para os casos de temperatura superior.

Na Figura 5-44 e Tabela 5-54 é avaliado o efeito da altitude do aeroporto no desempenho de decolagem. A altitude apresenta um efeito semelhante ao da temperatura. Em altitudes maiores, o ar é mais rarefeito, e como consequência a densidade atmosférica é menor. O aumento de altitude também diminui o rendimento dos motores aeronáuticos, e resultado disto é uma tração inferior quando comparada com a tração em altitudes menores. Confrontando as otimizações com altitudes ao nível do mar (simulação 01) e 2000 m (simulação 25), a distância de decolagem é penalizada em 44,72%, enquanto a velocidade de rotação aumenta em 15,01%. A comparação visa demonstrar o significativo efeito causado pela altitude no desempenho de decolagem.

Na Figura 5-45 e Tabela 5-55 é avaliado o efeito do ângulo de incidência asa fuselagem sobre o desempenho de decolagem. O ângulo de incidência asa fuselagem em quase toda a totalidade das simulações é mantido igual a zero. Nas simulações 28, 29 e 30, este parâmetro é posto como variável a otimizar. Um ângulo de incidência asa fuselagem positivo irá gerar um coeficiente de sustentação superior durante a corrida de decolagem, mas em contrapartida irá gerar um coeficiente de arrasto também superior. O valor otimizado deverá atender a este compromisso entre sustentação e arrasto. Na simulação 28, o ângulo de incidência asa fuselagem obtido pela otimização é igual a $0,64^{\circ}$. Comparando esta simulação com a simulação 01, a distância de decolagem ficou praticamente inalterada, mas houve um aumento no desempenho da razão de subida em 2,98%. Esta comparação visa verificar o impacto que pequenas mudanças na geometria da aeronave podem causar no desempenho de decolagem.

A seção 5.5 mostra o cálculo da distância de decolagem através de métodos aproximados. Este procedimento validou o modelo dinâmico utilizado neste trabalho, já que as diferenças no cálculo da distância de decolagem contra os métodos Boeing e Roskam foram de 0,41% e 1,71%, respectivamente.

A deflexão do profundor, utilizada como parâmetro a otimizar, respondeu bem a todos os estímulos quanto a funções objetivos diferentes, e combinações diversas entre deflexões de flaps, pesos de decolagem, temperaturas e altitudes de aeroportos. As comparações com uma decolagem do tipo padrão, proporcionaram um ganho no desempenho de decolagem da ordem de 20% (distância de decolagem). A deflexão do profundor, na maioria dos casos, assumiu um valor aproximadamente constante e próximo de zero durante os primeiros instantes da decolagem, assumindo uma deflexão mais acentuada em velocidades próximas da velocidade de rotação. Fato plenamente aceitável, já que o profundor só é plenamente eficiente nos momentos anteriores a aeronave girar em torno dos trens de pouso principais (arrasto e sustentação são funções do quadrado da velocidade).

Finalizando, esta otimização permite ao usuário obter o controle ótimo da deflexão do profundor para diversas configurações da aeronave e do ambiente, podendo este escolher os níveis de desempenho de decolagem desejados através da formulação da função objetivo.

6. Conclusões

O algoritmo de otimização de desempenho de decolagem foi amplamente testado. Inúmeras otimizações foram realizadas envolvendo mudanças nos principais dados de entrada do software. Estas simulações permitiram verificar a robustez do software e a coerência dos resultados, além de ter proporcionado a eliminação de alguns erros existentes nas fases de desenvolvimento. As simulações também objetivaram comprovar a eficácia da otimização. Resultados de decolagens realizadas a partir da forma convencional demonstraram que a decolagem otimizada reduz em aproximadamente 20% a distância de decolagem.

As simulações de funções objetivo modificadas através do fator de penalização demonstraram a versatilidade do software em obter resultados ótimos para objetivos diversos. Otimizações entre funções objetivos de escopo antagônico chegaram a apresentar uma diferença na razão de subida da ordem de 100%. Resultados entre o desempenho avaliado entre vetores de controle otimizado e semi-otimizado registraram um ganho na distância de decolagem de aproximadamente 5%. Soluções semi-otimizadas eram obtidas a partir de vetores de controle iniciais que violavam uma ou mais restrições do problema.

A otimização do ângulo de incidência asa fuselagem mostrou um pequeno ganho no desempenho da aeronave (cerca de 3% na razão de subida). Trabalhos futuros poderiam otimizar o ângulo de incidência do motor, a deflexão do flap, a deflexão do slat, ou outro parâmetro geométrico qualquer da aeronave.

O vetor de controle da otimização é parametrizado por uma razão de polinômios de grau dois. Apesar deste não ser o ótimo, a parametrização escolhida gerou resultados dentro dos objetivos. Trabalhos futuros visam testar novos tipos de parametrização (trigonométricas, logarítmicas e exponenciais), já que a partir dos resultados obtidos pode-se estimar melhor o comportamento do profundor.

Trabalhos futuros podem incluir a dinâmica do trem de pouso nas equações que modelam a aeronave. O trem de pouso deve ser tratado como um sistema massa-mola amortecedor, o que permite que a aeronave tenha deslocamentos no eixo Z enquanto os pneus ainda tocam o solo.

As simulações presentes neste trabalho contemplam apenas casos de decolagem bi-motor. Trabalhos futuros podem aperfeiçoar o algoritmo com um modelo e com restrições que viabilizem a otimização de decolagens mono-motor.

Os resultados são considerados sub-ótimos, pois não foi utilizada nenhuma estratégia de globalização pelo algoritmo de otimização (métodos baseados em gradientes e hessianos). A solução é dita sub-ótima também devido a função paramétrica utilizada não representar fielmente o comportamento do profundor.

A otimização da distância de decolagem da aeronave *CJI* permite aumentar o leque de aeroportos no qual esta é capaz de operar. Isto significa maior flexibilidade e agilidade no atendimento de seus clientes. Num mercado acirrado e disputado como o atual, isto constitui um diferencial em relação aos concorrentes do setor.



Figura 6-1 – Decolagem do Boeing Business Jet (BBJ)

7. Referências

- [1] Roskam, Jan: Airplane Design, Part VI, Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics, 3rd ed. Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), Kansas - USA, 2000.
- [2] Roskam, Jan: Airplane Aerodynamics and Performance, 1st ed. Design, Analysis and Research Corporation (DARcorporation), Kansas - USA, 1997.
- [3] Torenbeek, Egbert: Synthesis of Subsonic Airplane Design, 8th ed. Kluwer. Academic Publishers Group, Netherlands, 1996.
- [4] Anon., Boeing Flight Operations Engineering: Jet Transport Performance Methods, 7th ed. Boeing, USA, 1989.
- [5] Anderson, John David: Fundamentals of Aerodynamics, 3rd ed. McGraw-Hill Book Company, New York – USA, 2001.
- [6] Abbot, Ira H., and Doenhoff, Albert E. Von: Theory of Wing Sections. Dover Publications, Inc., New York – USA, 1959.
- [7] Lewis, Frank L.: Optimal Control. Wiley Interscience Publication, USA, 1986.
- [8] Anon., Matlab Tutorial: Optimization Toolbox for use With Matlab, 5th Ed. The MathWorks, Inc, USA, 2001.
- [9] Anon.: Federal Aviation Regulations Part 25 (FAR-25). Federal Aviation Administration (FAA), USA.
- [10] Anon.: Advisory Circular Number 25-7A (AC25-7A). Federal Aviation Administration (FAA) and USA Department of Transportation, USA, 1998.

- [11] *CJI Group*: Technical Description. Embraer Technical Report, Brazil, 2003.
- [12] Garza, Frederico R., and Morelli, Eugene A.: A Collection of Nonlinear Aircraft Simulations in Matlab. National Aeronautics and Space Administration (NASA), USA, 2003.
- [13] Mayer, Ralf H.: A Flight Trajectory Model for a PC Based Airspace Analysis Tool. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 2002.
- [14] Busto, E. and Gili, P. A.: A genetic Algorithm for the Post Takeoff Manoeuvre Optimization. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 1997.
- [15] Ma, B.: An Improved Algorithm for Solving Constrained Optimal Control Problems. Institute for Systems Research (ISR), USA, 1994.
- [16] Freitas, Flávio G. R.: Otimização Paramétrica Sub-Ótima do Desempenho de Decolagem de Aeronaves. Sociedade Brasileira de Matemática Aplicada e Computacional (SBMAC), Brasil, 2003.
- [17] Kern, Lura E., Belle, Steve D. and Duke, Eugene L.: Effects of Simplifying Assumptions on Optimal Trajectory Estimation for a High Performance Aircraft. National Aeronautics and Space Administration (NASA), USA, 1990.
- [18] Reaves, G. and Striz, A.: Multiobjective Function of Jet Transport Aircraft Performance. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 2000.
- [19] Ross, Tamaira E., Crossley, William A. and Roth, Gregory L.: Multiobjective Optimization of a Commercial Transport Aircraft for Cost and Weight. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 1997.

- [20] Elferink, K. and Visser, H. G.: Optimal and Near-Optimal Takeoff Maneuvers in the Presence of Windshear. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 2000.
- [21] Carlson, Eric B., Zhao, Y. and Chen, Robert T. N.: Optimal Tiltrotor Runway Operations in One Engine Inoperative. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 1999.
- [22] Visser, H. G.: Optimization of Balanced Field Length Performance of Multi-Engine Helicopters. American Institute of Aeronautical and Astronautics (AIAA), USA, 1999.
- [23] Larson, Terry J. and Schweikhard, William G.: A simplified Flight Test Method for Determining Aircraft Takeoff Performance that Includes Effects of Pilot Technique. National Aeronautics and Space Administration (NASA), USA, 1974.
- [24] Gamboa, Pedro V.: Estimativa Numérica do Desempenho de Aviões na Descolagem. Universidade da Beira Interior, Portugal, 2001.
- [25] Paglione, Pedro: Estudo do Movimento Longitudinal de um Avião (Notas de Aula). Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Brasil, 2003.
- [26] Paglione, Pedro: Desempenho Ótimo de Aeronaves (Notas de Aula). Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Brasil, 2003.
- [27] Belderrain, José L. R.: Desempenho Ótimo de Aviões Voando em Wind Shear. Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Brasil, 1991.
- [28] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. 85029: Calculation of Ground Performance in Takeoff and Landing. ESDU International plc.
- [29] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. 78038: Introduction to Equations of Motion for Performance. ESDU International plc.
- [30] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. 76011: First approximation to Takeoff Field Length of Multi-Engined Transport Aeroplanes. ESDU International plc.

- [31] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. RG 2/1: Reduction of Takeoff and Landing Measurements to Standard Conditions. ESDU International plc.
- [32] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. 85030: Force and Moment Components for Takeoff and Landing Calculations. ESDU International plc.
- [33] Anon., ESDU Engineering Data Sheets, No. 80032: Simplified Forms of Performance Equations. ESDU International plc.
- [34] Curvo, Marcelo: Desenvolvimento e Teste de Solução Numérica para Problemas de Controle Ótimo pelo Método da Quasilinearização. Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Brasil, 1994.
- [35] Jacob, Heinrich G.: An Engineering Optimization Method with Application to Stol-Aircraft Approach and Landing Trajectories. National Aeronautics and Space Administration (NASA), USA, 1972.
- [36] Betts, John T.: Survey of Numerical Methods for Trajectory Optimization. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, USA, 1998.

8. Apêndices

8.1 Estimativa da sustentação do perfil da asa

O programa X-foil foi utilizado para obter os dados necessários dos perfis existentes ao longo da envergadura da asa do *CJI*. Esta é composta de três perfis distintos. O primeiro localizado na região da raiz, o segundo na região da quebra, e o terceiro na região da ponta da asa. Os dados obtidos pelo programa X-foil são descritos na Tabela 8-1.

Dados do perfil obtidos do Programa X-foil	
α_0	Ângulo de ataque do perfil para coeficiente de sustentação nulo.
c_{l0}	Coefficiente de sustentação do perfil para ângulo de ataque nulo.
$c_{l\alpha}$	Derivada primeira do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque do perfil.
α^*	Ângulo de ataque máximo que define a região na qual a variação do coeficiente de sustentação com o ângulo de ataque do perfil é linear.
$\alpha_{c_{l_max}}$	Ângulo de ataque do perfil para coeficiente de sustentação máximo.
c_{l_max}	Coefficiente de sustentação máximo do perfil.

Tabela 8-1 – Variáveis do perfil calculadas pelo software X-foil

Os dados apresentados na Tabela 8-2 apresentam os resultados gerados pelo programa X-foil para os perfis da raiz, quebra e ponta da asa.

	Perfil		
	Raiz	Quebra	Ponta
α_0	- 5.929°	-4.095°	-2.034°
c_{l_0}	0.6821	0.4553	0.2366
$c_{l\alpha}$	0.1150	0.1112	0.1163
α^*	8.000°	8.000°	8.000°
$\alpha_{c_{l_max}}$	14.000°	15.020°	14.280°
c_{l_max}	1.7302	1.7754	1.6537

Tabela 8-2 – Resultados obtidos para as variáveis do perfil calculados pelo X-foil

As Figura 8-1, Figura 8-2 e Figura 8-3 apresentam os gráficos de distribuição de pressão obtidos para cada perfil através do programa X-foil.

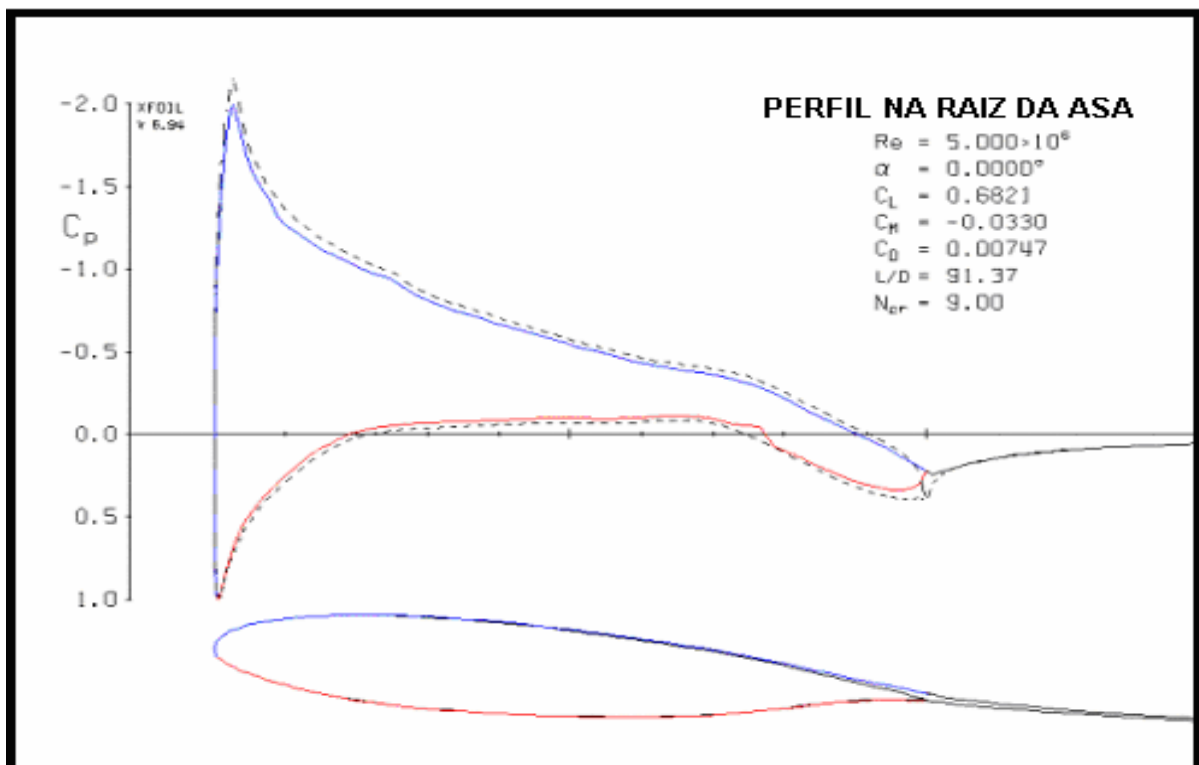


Figura 8-1 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da raiz da asa.

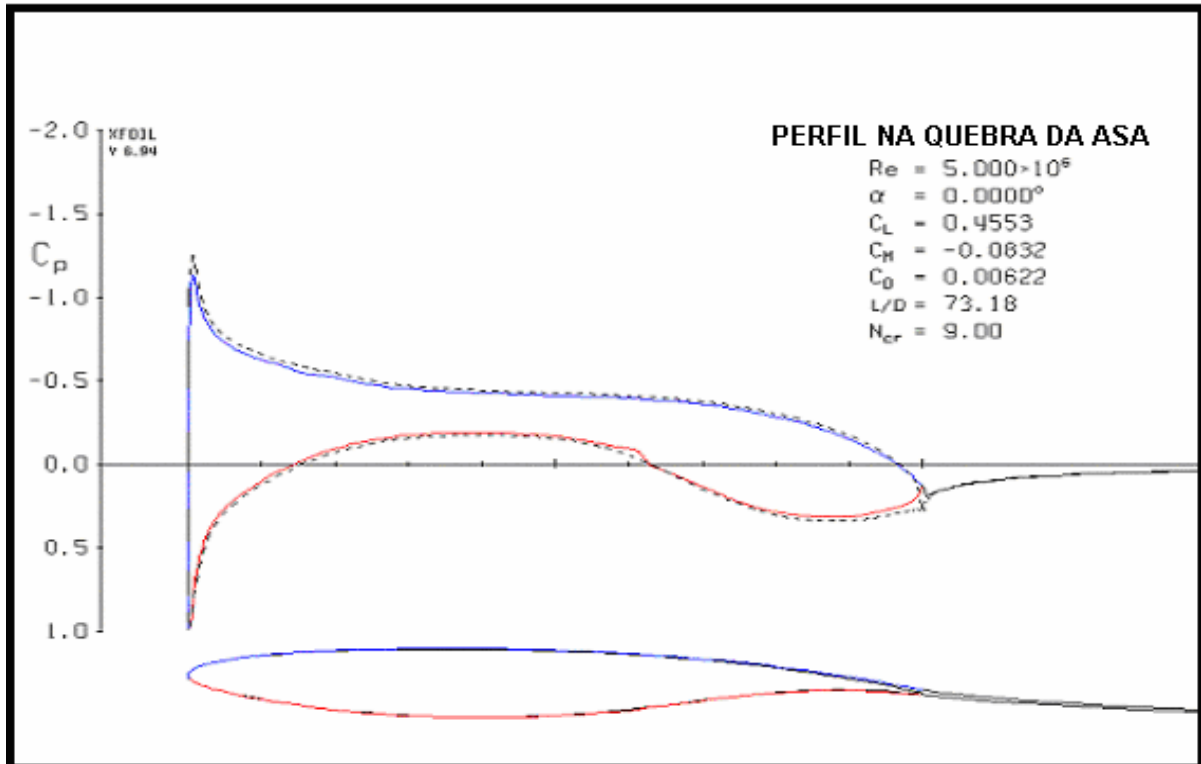


Figura 8-2 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da quebra da asa

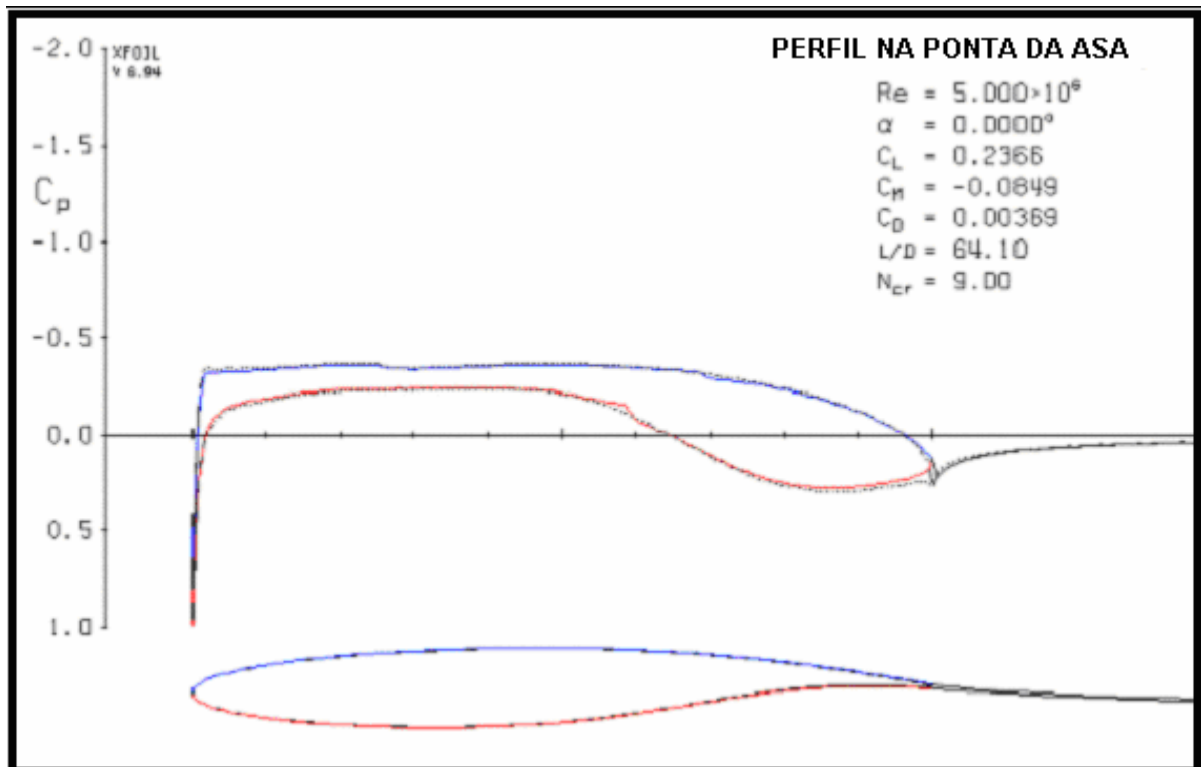


Figura 8-3 - Distribuição de pressão ao longo do perfil da ponta da asa

O incremento no coeficiente de sustentação do perfil devido aos flaps (Δc_l) depende do tipo de flap. No *CJI* o flap é dividido em duas seções (painéis), sendo que o painel externo é do tipo fenda única e o painel interno (da quebra da asa até a raiz) do tipo dupla fenda.

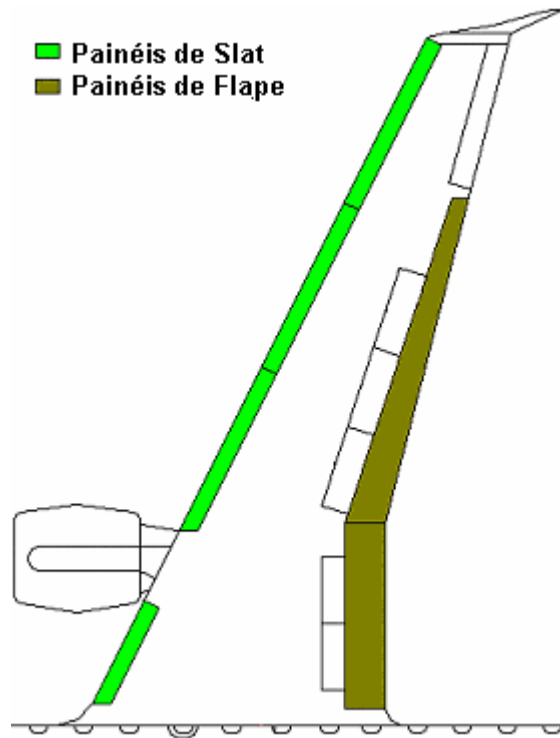


Figura 8-4 – Localização dos painéis de flaps e slats ao longo da asa

O incremento no coeficiente de sustentação do perfil devido a deflexão de flap de fenda única é dado pela expressão [8-1].

$$\Delta c_{l_single} = c_{l\alpha} a_{\delta} \delta_f \quad [8-1]$$

Onde:

$\Delta c_{l_single} \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação devido a flaps de fenda única

$a_{\delta} \Rightarrow$ parâmetro efetivo da sustentação do aerofólio

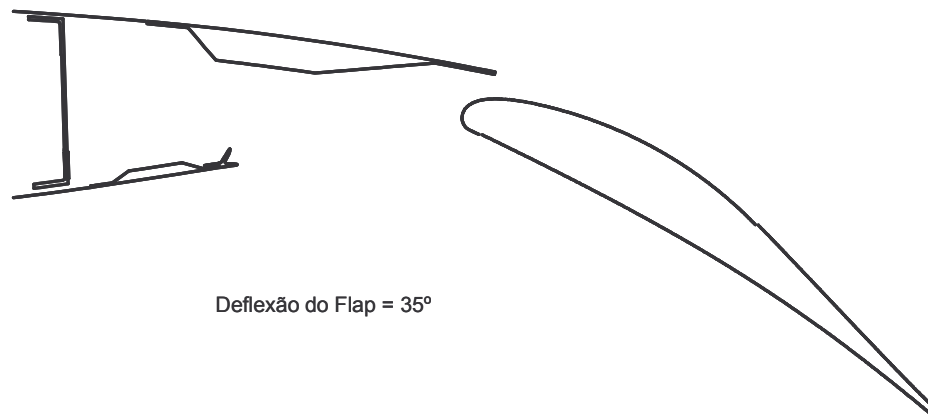


Figura 8-5 – Exemplo do mecanismo do flap de fenda única

O incremento no coeficiente de sustentação do perfil devido a deflexão de flap de fenda dupla é dado pela expressão [8-2].

$$\Delta c_{l_double} = \eta_1 c_{l\delta_f1} \frac{c + c_1}{c} + \eta_2 c_{l\delta_f2} \frac{c'}{c} \quad [8-2]$$

Onde:

$\Delta c_{l_double} \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação devido a flaps de fenda dupla

$\eta_1 \Rightarrow$ fator para a deflexão da primeira parte

$\eta_2 \Rightarrow$ fator para a deflexão da segunda parte

$c_{l\delta_f1} \Rightarrow$ parâmetro efetivo de sustentação para a deflexão da primeira parte

$c_{l\delta_f2} \Rightarrow$ parâmetro efetivo de sustentação para a deflexão da segunda parte

O incremento no coeficiente de sustentação do perfil devido a deflexão de slat é dado pela expressão [8-3].

$$\Delta c_{l_slat} = c_{l\delta_s} \delta_s \frac{c'}{c} \quad [8-3]$$

Onde:

$\Delta c_{l_slat} \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação devido a deflexão de slats

$c_{l\delta_s} \Rightarrow$ parâmetro efetivo de sustentação do slat



Figura 8-6 - Exemplo do mecanismo do flap de fenda dupla

O incremento no coeficiente máximo de sustentação do perfil devido a deflexão de flap é dado pela expressão [8-4].

$$\Delta c_{l_max_flap} = k_1 k_2 k_3 \Delta c_{l_max_base} \quad [8-4]$$

Onde:

$\Delta c_{l_max_flap} \Rightarrow$ máximo incremento no coeficiente de sustentação devido aos flaps

$k_1 \Rightarrow$ fator que leva em consideração a corda do aerofólio flapeado

$k_2 \Rightarrow$ fator que leva em consideração a deflexão do flap

$k_3 \Rightarrow$ fator que leva em consideração o movimento do flap

$\Delta c_{l_max_base} \Rightarrow$ máximo incremento no coeficiente de sustentação devido ao flap de referência

O incremento no coeficiente máximo de sustentação do perfil devido a deflexão de slat é dado pela expressão [8-5].

$$\Delta c_{l_{\max_slat}} = c_{l\delta_{\max}} \eta_{\max} \delta_s \left(\frac{c'}{c} \right) \quad [8-5]$$

Onde:

$\Delta c_{l_{\max_slat}} \Rightarrow$ máximo incremento no coeficiente de sustentação devido aos slats

$c_{l\delta_{\max}} \Rightarrow$ eficiência teórica máxima do coeficiente de sustentação

$\eta_{\max} \Rightarrow$ fator empírico

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [1].

8.2 Estimativa da sustentação da asa

O ângulo de ataque para coeficiente de sustentação nulo da asa pode ser estimado a partir da expressão [8-6].

$$\alpha_{0_wing} = \alpha_0 + \left(\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t} \right) \varepsilon_t \quad [8-6]$$

Onde:

$\alpha_{0_wing} \Rightarrow$ ângulo de ataque para coeficiente de sustentação da asa nulo

$\left(\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t} \right) \Rightarrow$ variação do ângulo de ataque em função da torção da asa

$\varepsilon_t \Rightarrow$ ângulo de torção da asa

A derivada primeira do coeficiente de sustentação em relação ao ângulo de ataque da asa pode ser calculada da expressão [8-7].

$$C_{L\alpha_wing} = \frac{2\pi A}{2 + \left[\left(\frac{A^2 \beta^2}{k^2} \right) \left(1 + \frac{\tan^2(\Delta_{c/2})}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2}} \quad [8-7]$$

Onde:

$C_{L\alpha_wing} \Rightarrow$ derivada do coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque

$A \Rightarrow$ razão de aspecto

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2}$$

$$k = \frac{c_{l\alpha}}{2\pi}$$

$\Delta_{c/2} \Rightarrow$ ângulo de enflechamento da semi-corda

A estimativa do coeficiente de sustentação máximo da asa é feita passo a passo utilizando os procedimentos a seguir. Primeiro determina-se a distribuição de sustentação ao longo da envergadura com os dados dos coeficientes de sustentação máximo dos perfis, obtidos através do X-foil. Em seguida desenha-se um gráfico de distribuição de sustentação versus a

envergadura da asa. Determina-se a variação do coeficiente de sustentação das seções locais ao longo da envergadura para ângulos de ataque crescentes usando a teoria clássica da linha sustentadora de Prandtl, superpondo este resultado ao obtido inicialmente.

Teoria da Linha Sustentadora de Prandtl

$$\Gamma(\theta) = 2bV_{\infty} \sum_1^N A_n \sin(n\theta) \quad [8-8]$$

Onde:

$\Gamma(\theta) \Rightarrow$ distribuição de sustentação ao longo da envergadura

$b \Rightarrow$ envergadura

$V_{\infty} \Rightarrow$ velocidade

$A_n \Rightarrow$ coeficientes de Fourier

$$\theta = \arccos\left(-\frac{2y}{b}\right)$$

$y \Rightarrow$ coordenada da envergadura

Para um determinado valor de ângulo de ataque, a distribuição de sustentação das seções locais ao longo da envergadura (c_l) será tangente a distribuição de sustentação obtida através dos dados dos coeficientes de sustentação máximo dos perfis (c_{l_max}). O valor do ângulo de ataque da asa no qual isto acontece corresponde ao ângulo de ataque no qual a sustentação é máxima ($\alpha_{CL_max_wing}$). A Figura 8-7 exemplifica melhor o processo descrito.

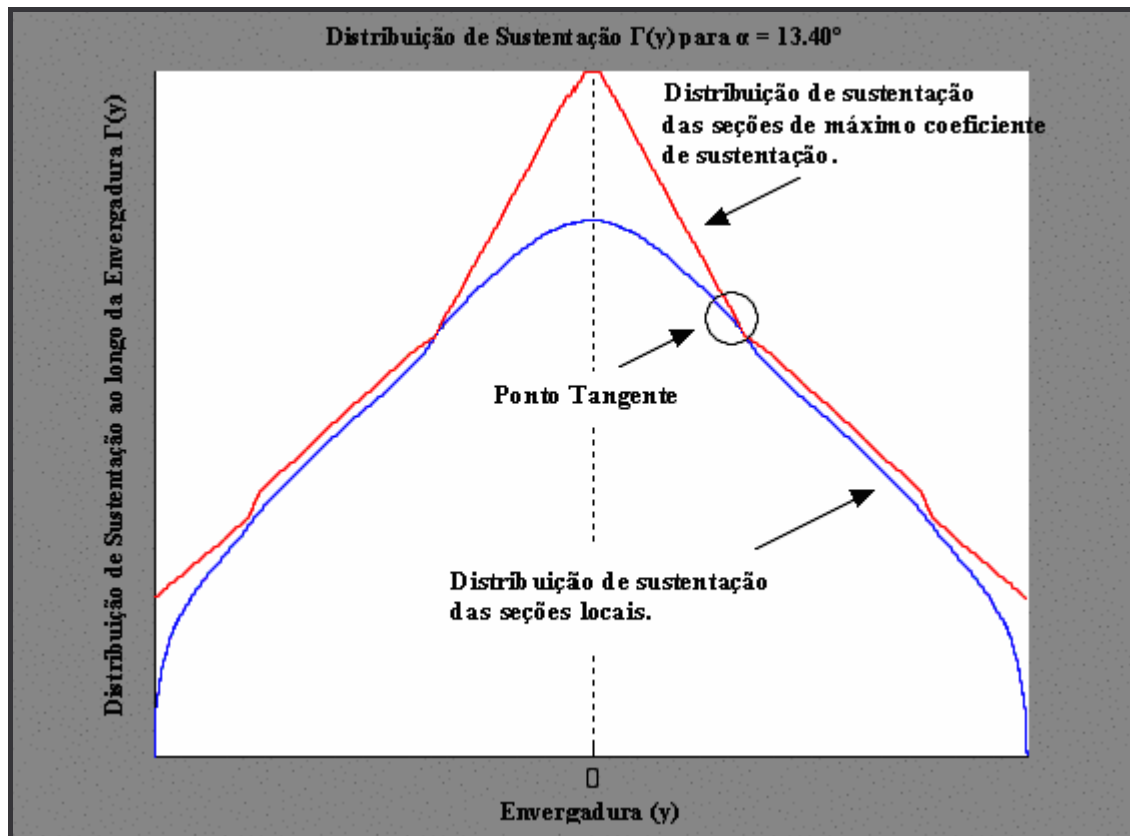


Figura 8-7 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura para obter o ângulo de ataque no qual o coeficiente de sustentação é máximo

O coeficiente de sustentação máximo da asa é calculado usando a expressão [8-9].

$$C_{L_max_wing} = \frac{b}{2S} \int_0^1 c(y) c_{lw_stall}(y) dy \quad [8-9]$$

Onde:

$C_{L_max_wing} \Rightarrow$ coeficiente de sustentação da asa máximo

$c(y) \Rightarrow$ variação da corda ao longo da envergadura

$c_{lw_stall}(y) \Rightarrow$ coeficiente de sustentação do aerofólio para $\alpha_{CL_max_wing}$

O incremento na sustentação da asa devido a deflexão do flap é estimado a partir da expressão [8-10].

$$\Delta C_{L_wing_flap} = k_b \Delta c_l \left(\frac{C_{La_wing}}{c_{lc}} \right) a_{\delta_ratio} \quad [8-10]$$

Onde:

$\Delta C_{L_wing_flap} \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação da asa devido aos flaps

$k_b \Rightarrow$ fator aplicado a envergadura do flap

$\Delta c_l \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação do aerofólio devido aos flaps

$a_{\delta_ratio} \Rightarrow$ parâmetro de eficiência do flap

O incremento na sustentação da asa devido a deflexão de slat ($\Delta C_{L_wing_slat}$) é calculado com uma expressão semelhante a última apresentada, trocando apenas os parâmetros relativos ao flap por outros relativos ao slat.

O máximo incremento no coeficiente de sustentação da asa devido a deflexão do flap é calculado a partir da expressão [8-11].

$$\Delta C_{L_max_wing_flap} = k_{\Delta} \Delta c_{l_max_flap} \left(\frac{S_{wf}}{S} \right) \quad [8-11]$$

Onde:

$\Delta C_{L_max_wing_flap} \Rightarrow$ incremento máximo no coeficiente de sustentação devido ao flap

$k_{\Delta} \Rightarrow$ fator de correção

$\Delta c_{l_max_flap} \Rightarrow$ incremento máximo no coeficiente de sustentação do aerofólio

$S_{wf} \Rightarrow$ área da asa flapeada

O máximo incremento no coeficiente de sustentação da asa devido a deflexão dos slat pode ser calculado a partir da expressão [8-12].

$$\Delta C_{L_max_wing_slat} = 7.11 \left(\frac{c_f}{c} \right) \cos^2(\Delta_{c/4}) \quad [8-12]$$

Onde:

$\Delta C_{L_max_wing_slat} \Rightarrow$ incremento máximo no coeficiente de sustentação devido ao slat

$\Delta_{c/4} \Rightarrow$ ângulo de enflechamento a um quarto da corda

A Figura 8-8 apresenta as curvas de coeficiente de sustentação versus ângulo de ataque para diversas combinações de deflexão de flap e slat, obtidos com a teoria descrita acima.

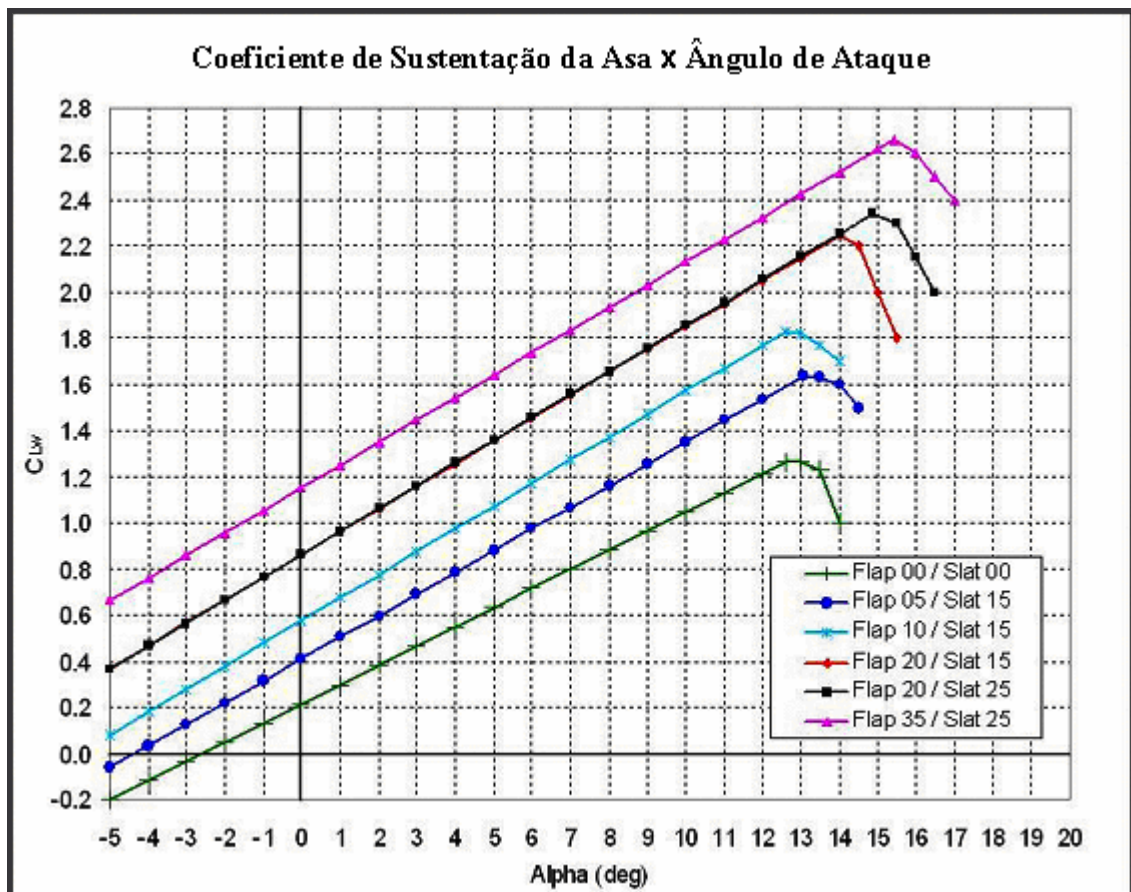


Figura 8-8 - Curva do coeficiente de sustentação da asa versus o ângulo de ataque para diferentes combinações de flaps e slats

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [1].

8.3 Estimativa do arrasto da aeronave

O coeficiente de arrasto subsônico total da aeronave é normalmente composto dos elementos demonstrados pela expressão [8-13].

$$C_D = C_{D_wing} + C_{D_fus} + C_{D_emp} + C_{D_np} + C_{D_flap} + C_{D_gear} \quad [8-13]$$

Onde:

$C_{D_wing} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da asa

$C_{D_fus} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da fuselagem

$C_{D_emp} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da empenagem

$C_{D_np} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto de nacele e pilone

$C_{D_flap} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto de flaps e slats

$C_{D_gear} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto do trem de pouso

O coeficiente de arrasto da asa subsônico para sustentação nula é estimado a partir da expressão [8-14].

$$C_{D0_wing} = R_{wf} R_{LS} c_{fw} \left[1 + L' \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] \frac{S_{wet_wing}}{S} \quad [8-14]$$

Onde:

$C_{D0_wing} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da asa para sustentação nula

$R_{wf} \Rightarrow$ fator de interferência entre asa e fuselagem

$R_{LS} \Rightarrow$ fator de correção da superfície sustentadora

$c_{fw} \Rightarrow$ coeficiente de fricção turbulento da asa

$L' \Rightarrow$ parâmetro referente a espessura do aerofólio

$\left(\frac{t}{c} \right) \Rightarrow$ razão entre a espessura do aerofólio e a corda aerodinâmica

$S_{wet_wing} \Rightarrow$ área molhada da asa

$S \Rightarrow$ área de referência da asa

O coeficiente de arrasto da asa devido a sustentação é calculado a partir da expressão [8-15].

$$C_{DL_wing} = \frac{C_{L_wing}^2}{\pi A e} + 2\pi C_{L_wing} \varepsilon_t v + 4\pi^2 \varepsilon_t^2 w \quad [8-15]$$

Onde:

$C_{DL_wing} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da asa devido a sustentação

$C_{L_wing} \Rightarrow$ coeficiente de sustentação da asa

$A \Rightarrow$ razão de aspecto da asa

$e \Rightarrow$ fator de Oswald

$\varepsilon_t \Rightarrow$ ângulo de torção da asa

$v \Rightarrow$ fator de arrasto induzido devido a torção linear

$w \Rightarrow$ fator de arrasto para sustentação nula devido a torção linear

O coeficiente de arrasto da asa é calculado conforme a expressão [8-16].

$$C_{D_wing} = C_{D0_wing} + C_{DL_wing} \quad [8-16]$$

O coeficiente de arrasto da fuselagem subsônico para sustentação nula é determinado através da equação [8-17].

$$C_{D0_fus} = R_{wf} C_{f_fus} \left[1 + \frac{60}{\left(\frac{L_f}{d_f} \right)^3} + 0.0025 \left(\frac{L_f}{d_f} \right) \right] \frac{S_{wet_fus}}{S} + C_{Db_fus} \quad [8-17]$$

Onde:

C_{D0_fus} \Rightarrow coeficiente de arrasto da fuselagem para sustentação nula

R_{wf} \Rightarrow fator de interferência da fuselagem

c_{f_fus} \Rightarrow coeficiente de fricção turbulenta da fuselagem

L_f \Rightarrow comprimento da fuselagem

d_f \Rightarrow diâmetro máximo da fuselagem

S_{wet_fus} \Rightarrow área molhada da fuselagem

C_{Db_fus} \Rightarrow coeficiente de arrasto da fuselagem de referência

O coeficiente de arrasto da fuselagem devido a sustentação é encontrado a partir da fórmula [8-18].

$$C_{DL_fus} = \frac{2\alpha^2 S_{b_fus}}{S} + \frac{\eta C_{dc} \alpha^3 S_{pl_fus}}{S} \quad [8-18]$$

Onde:

C_{DL_fus} \Rightarrow coeficiente de arrasto da fuselagem devido a sustentação

C_{dc} \Rightarrow coeficiente de arrasto da fuselagem de referência

α \Rightarrow ângulo de ataque da fuselagem

η \Rightarrow razão entre os coeficientes de arrastos de um cilindro finito com outro infinito

S_{b_fus} \Rightarrow área da base da fuselagem

S_{pl_fus} \Rightarrow área da plataforma da fuselagem

O coeficiente de arrasto da fuselagem é calculado conforme a expressão [8-19].

$$C_{D_fus} = C_{D0_fus} + C_{DL_fus} \quad [8-19]$$

O coeficiente de arrasto da empenagem subsônico para sustentação nula (C_{D0_emp}) pode ser calculado com uma expressão semelhante a [8-14], trocando apenas os parâmetros apropriados da asa pelos apropriados a empenagem, seja esta vertical ou horizontal.

O coeficiente de sustentação da empenagem devido a sustentação (C_{DL_emp}) é calculado a partir da relação [8-20].

$$C_{DL_emp} = \frac{C_{Lh}^2 S_h}{\pi A_h e_h S} \quad [8-20]$$

Onde:

$C_{DL_emp} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da empenagem devido a sustentação

$C_{Lh} \Rightarrow$ coeficiente de sustentação da empenagem horizontal

$A_h \Rightarrow$ razão de aspecto da empenagem horizontal

$e_h \Rightarrow$ fator de Oswald para a empenagem horizontal

$S_h \Rightarrow$ área de referência da empenagem horizontal

A empenagem vertical é normalmente instalada simetricamente, de forma que o coeficiente de arrasto da empenagem vertical devido a sustentação é usualmente igual a zero.

O coeficiente de arrasto da empenagem pode ser calculado conforme a expressão [8-21].

$$C_{D_emp} = C_{D0_emp} + C_{DL_emp} \quad [8-21]$$

O coeficiente de arrasto da nacele (C_{Dn}) pode ser calculado com uma expressão semelhante a [8-17], trocando apenas os parâmetros apropriados da fuselagem pelos apropriados a nacele. Esta teoria assume que a nacele pode ser tratada como uma pequena fuselagem.

O coeficiente de arrasto do pilone (C_{Dp}) pode ser calculado com uma expressão semelhante a [8-14], trocando apenas os parâmetros apropriados da asa pelos apropriados ao pilone.

O coeficiente de arrasto de interferência entre a asa e a nacele é dado pela expressão matemática [8-22].

$$C_{n_int} = F_{a1} \left(\frac{\Delta C_{Dn}}{C_{Dn}} \right) C_{Dn} \quad [8-22]$$

Onde:

$C_{n_int} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto de interferência entre asa e nacele

$F_{a1} \Rightarrow$ fator dependente do número de Mach

$\frac{\Delta C_{Dn}}{C_{Dn}} \Rightarrow$ razão de referência do coeficiente de arrasto da nacele

$C_{Dn} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto da nacele

O coeficiente de arrasto de nacele e pilone pode ser calculado conforme a expressão [8-23].

$$C_{D_np} = C_{Dn} + C_{Dp} + C_{n_int} \quad [8-23]$$

O coeficiente de arrasto de forma do flap pode ser estimado através da equação [8-24].

$$\Delta C_{D_prof_flap} = \Delta C_{dp_Ac/4} \cos(\Lambda_{c/4}) \frac{S_{wf}}{S} \quad [8-24]$$

Onde:

$\Delta C_{D_prof_flap} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto de forma do flap

$\Delta C_{dp_Ac/4} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto do flap bidimensional

$\Lambda_{c/4} \Rightarrow$ ângulo de enflechamento a um quarto da corda aerodinâmica

$S_{wf} \Rightarrow$ área da asa flapeada

O coeficiente de arrasto de forma do slat ($\Delta C_{D_prof_slat}$) pode ser calculado com uma expressão semelhante a [8-24], trocando apenas os parâmetros apropriados do flap pelos apropriados ao slat.

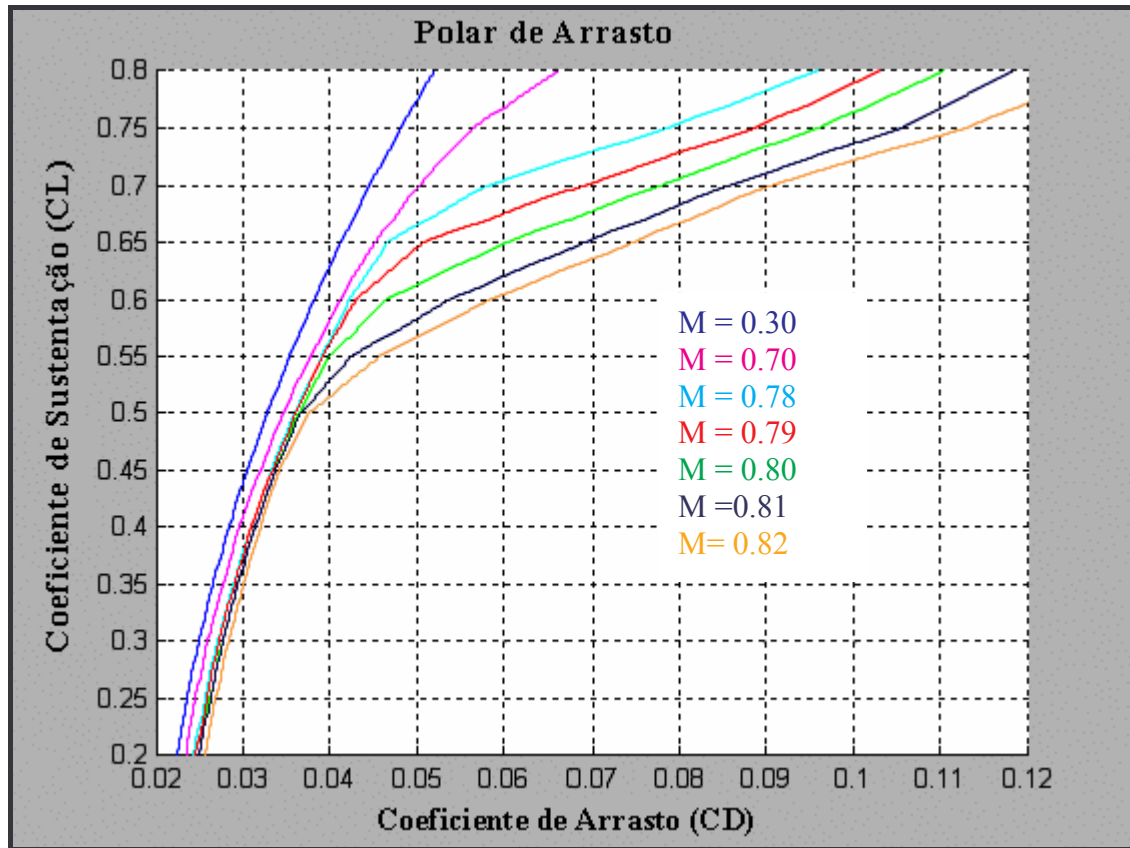


Figura 8-9 - Polar de arrasto para flaps e trens de pouso retraídos

O coeficiente de arrasto induzido devido a deflexão do flap é demonstrado na expressão [8-25].

$$\Delta C_{Di_flap} = K^2 \Delta C_{L_flap}^2 \cos(A_{c/4}) \quad [8-25]$$

Onde:

$\Delta C_{Di_flap} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto induzido devido aos flaps

$K \Rightarrow$ constante empírica

$\Delta C_{L_flap} \Rightarrow$ incremento no coeficiente de sustentação devido aos flaps

O coeficiente de arrasto de interferência devido aos flaps pode ser estimado pela expressão [8-26].

$$\Delta C_{D_int_flap} = K_{int} \Delta C_{D_prof_flap} \quad [8-26]$$

Onde:

$\Delta C_{D_int_flap} \Rightarrow$ coeficiente de arrasto de interferência devido aos flaps

$K_{int} \Rightarrow$ fator empírico

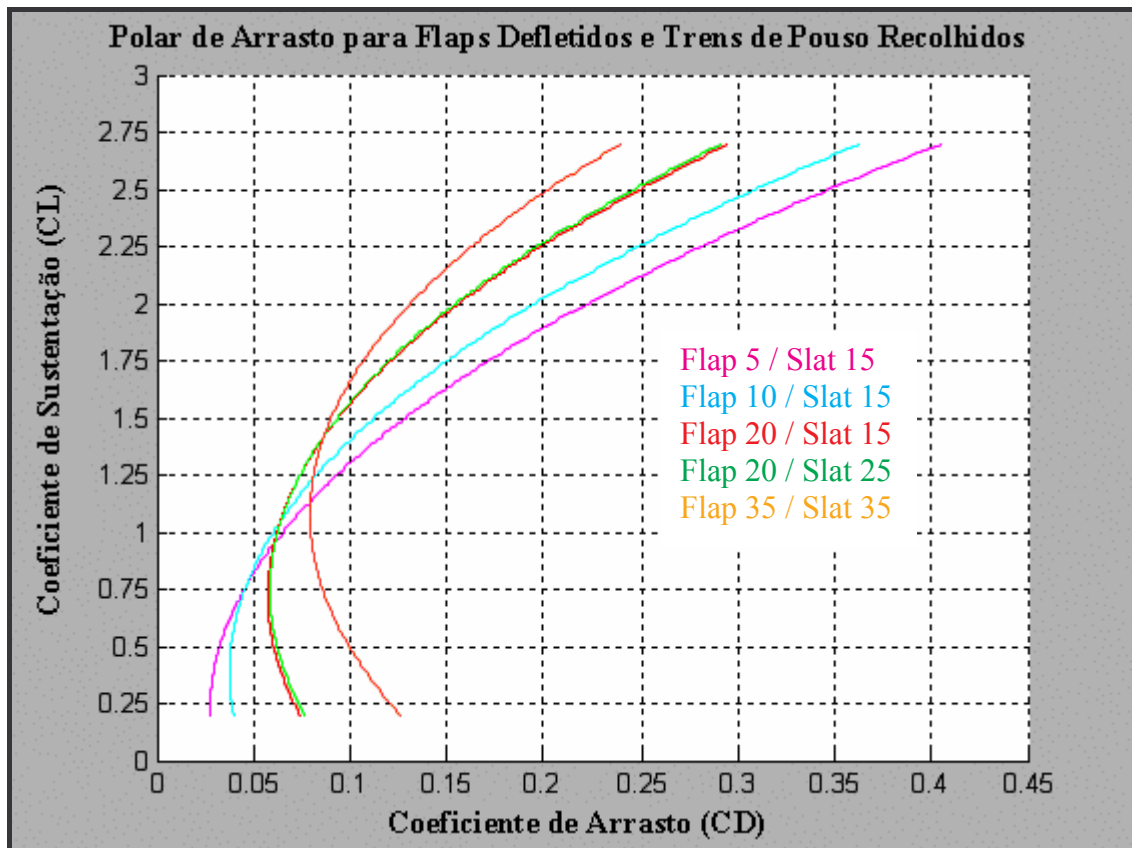


Figura 8-10 - Polar de arrasto para flaps defletidos e trens de pouso retraídos

O coeficiente de arrasto de interferência do slat ($\Delta C_{D_int_slat}$) pode ser calculado com uma expressão semelhante a [8-26], trocando apenas os parâmetros apropriados do flap pelos apropriados ao slat.

O coeficiente de arrasto de flaps e slats pode ser calculado conforme a expressão [8-27].

$$C_{D_flap} = \Delta C_{D_prof_flap} + \Delta C_{D_prof_slat} + \Delta C_{Di_flap} + \Delta C_{D_int_flap} + \Delta C_{D_int_slat} \quad [8-27]$$

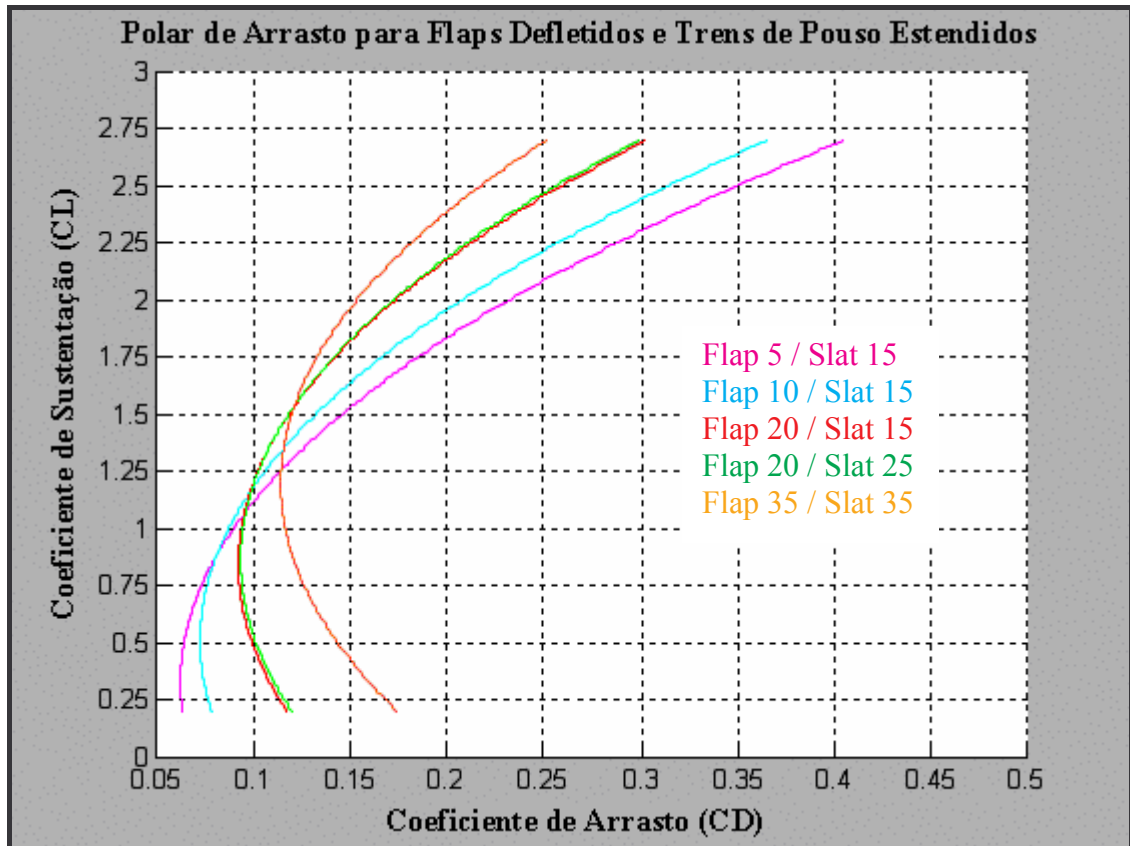


Figura 8-11 - Polar de arrasto para flaps defletidos e trens de pouso estendidos

O coeficiente de arrasto do trem de pouso pode ser encontrado a partir da equação [8-28].

$$C_{D_gear} = \left(C_{D_gear_Cl} + pC_L \right) \frac{S_{gear}}{S} \quad [8-28]$$

Onde:

C_{D_gear} \Rightarrow coeficiente de arrasto o trem de pouso

$C_{D_gear_Cl}$ \Rightarrow coeficiente de arrasto do trem de pouso para sustentação nula

p \Rightarrow fator que leva em consideração a variação do arrasto do trem com a sustentação

S_{gear} \Rightarrow área de referência para o trem de pouso

Os resultados são demonstrados nas Figura 8-9, Figura 8-10 e Figura 8-11. A Figura 8-9 apresenta a polar de arrasto para a configuração limpa da aeronave (flaps e trens de pouso retraídos). A Figura 8-10 apresenta a polar de arrasto para a configuração da aeronave com flaps defletidos e trens de pouso retraídos. E por último, a Figura 8-11 apresenta a polar de arrasto para flaps defletidos e trens de pouso estendidos.

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [1].

8.4 Estimativa do efeito solo

O incremento no coeficiente de sustentação, em qualquer ângulo de ataque, pode ser interpretado como sendo causado por um aumento efetivo da derivada $C_{L\alpha}$ devido a um aumento na razão de aspecto efetiva (AE). Esta pode ser calculada a partir da Figura 8-12.

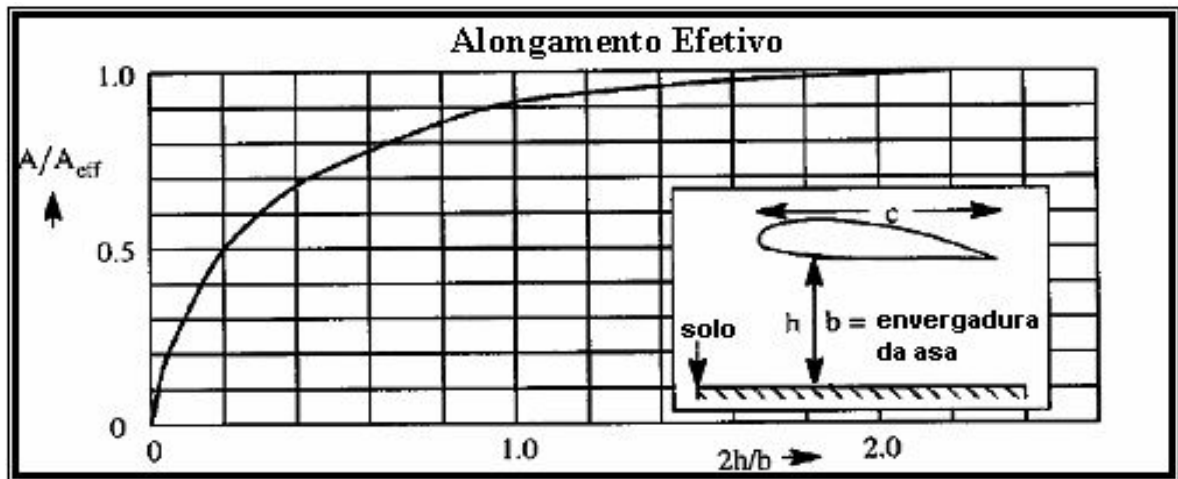


Figura 8-12 – Curva da razão de aspecto efetiva devido ao efeito solo

A derivada $C_{L\alpha}$ pode, então, ser calculada pela expressão [8-29].

$$C_{L\alpha g} = \frac{2\pi A_E}{2 + \left[\frac{A_E^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2\left(\Delta_{c/2}\right)}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2}} \quad [8-29]$$

Onde:

$C_{L\alpha g} \Rightarrow$ derivada do coeficiente de sustentação devido ao efeito solo

$$\beta = (1 - M^2)^{1/2}$$

$$k = c_{l\alpha} / 2\pi$$

$\Delta_{c/2} \Rightarrow$ ângulo de enflechamento da semi-corda

A expressão para o cálculo do efeito solo sobre o coeficiente de sustentação da aeronave segue abaixo.

$$C_{Lg} = C_{L\alpha g} (\alpha - \alpha_0 - \Delta\alpha_{0g}) = C_L \frac{C_{L\alpha g}}{C_{L\alpha}} - C_{L\alpha g} \Delta\alpha_{0g} \quad [8-30]$$

Onde:

$$\Delta\alpha_{0g} = \left(\frac{t}{c}\right) \left[-0.1177 \frac{1}{\left(\frac{h}{c}\right)^2} + 3.5655 \frac{1}{\left(\frac{h}{c}\right)} \right] \quad [8-31]$$

A expressão para cálculo do efeito solo sobre o coeficiente de arrasto da aeronave é demonstrado a seguir.

$$\Delta C_{Dig} = -\sigma' \frac{C_L^2}{\pi e A} \quad [8-32]$$

Onde:

$$\sigma' = \frac{1 - 1.32 \left(\frac{h}{b}\right)}{1.05 + 7.4 \left(\frac{h}{b}\right)} \quad [8-33]$$

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [2].

8.5 Método Roskam para cálculo da distância de decolagem

O método Roskam para cálculo da distância de decolagem (S) é dividido em quatro segmentos, conforme é demonstrado na equação [8-34].

$$S_{TO} = S_{NGR} + S_R + S_{TR} + S_{CL} \quad [8-34]$$

Onde:

$S_{TO} \Rightarrow$ distância de decolagem

$S_{NGR} \Rightarrow$ distância percorrida até a V_R

$S_R \Rightarrow$ distância percorrida entre V_R e V_{LOF}

$S_{TR} \Rightarrow$ distância percorrida entre V_{LOF} e V_{2MIN}

$S_{CL} \Rightarrow$ distância percorrida entre V_{2MIN} e V_2 (ou V_3)

O primeiro segmento corresponde a distância percorrida pela aeronave entre a liberação dos freios até a aeronave iniciar a rotação em torno dos seus trens de pousos principais. Nesta parte a aeronave acelera de uma velocidade nula até atingir a velocidade de rotação. Arrasto e sustentação podem ser estimados como funções lineares do quadrado da velocidade. A tração pode ser aproximada a uma função linear do quadrado da velocidade.

$$L = f(V^2) \quad D = f(V^2) \quad T \approx f(V^2)$$

Considerando as aproximações citadas acima, a aceleração neste segmento pode ser calculada pela expressão [8-35].

$$a_g = a_{gV=0} - \frac{(a_{gV=0} - a_{gV=V_R})V^2}{V_R^2} \quad [8-35]$$

Onde:

$$a_{gV=0} = g \left(\frac{T_{V=0}}{W} - \mu \right) \Rightarrow \text{aceleração da aeronave no momento em } V = 0 \quad [8-36]$$

$$a_{gV=V_R} = g \left[\left(\frac{T_{V=V_R}}{W} - \mu \right) - \frac{(C_D - \mu C_L) \rho V_R^2}{2W/S} \right] \quad [8-37]$$

\Rightarrow aceleração da aeronave no momento em $V = V_R$

A distância deste segmento pode ser encontrada integrando-se a equação [8-38].

$$S_{NGR} = \int_0^{V_R} \frac{V}{a_g} dV = \frac{1}{2} \int_0^{V_R^2} \frac{1}{a_g} dV^2 \quad [8-38]$$

A solução da integral acima pode ser escrita conforme a expressão [8-39].

$$S_{NGR} = \frac{V_R^2}{2a_g^*} \quad [8-39]$$

Onde:

$$a_g^* = a_{gV=0} \left(\frac{1 - a_{gV=V_R}/a_{gV=0}}{\text{Ln} \left(a_{gV=0}/a_{gV=V_R} \right)} \right) \quad [8-40]$$

O segundo segmento corresponde a distância percorrida pela aeronave entre o início da rotação até o momento no qual todos os trens de pouso perdem o contato com o solo. O processo de rotação da aeronave geralmente acontece em torno de três a cinco segundos. Técnicas de pilotagem têm um efeito significativo nesta fase. A velocidade assumida nesta fase, para efeito do cálculo da distância, corresponde a uma média aritmética entre as velocidades de rotação e de descolamento do solo.

$$V_{\text{média}} = \frac{V_R + V_{LOF}}{2} \quad [8-41]$$

A distância neste segmento pode ser calculada através da expressão [8-42].

$$S_R = V_{m\u00e9dia} \Delta t_{V_{LOF}-V_R} \quad [8-42]$$

A distância percorrida entre a liberação dos freios e o descolamento da aeronave do chão é denominada de corrida no solo.

$$S_G = S_{NGR} + S_R \quad [8-43]$$

O terceiro segmento corresponde a distância percorrida pela aeronave entre o descolamento do solo até o momento no qual a aeronave atinge a velocidade mínima de decolagem com segurança. Técnicas de pilotagem apresentam um efeito significativo na distância percorrida e na trajetória de vôo desta fase. Para análises preliminares é aceitável assumir uma trajetória de vôo circular durante este segmento.

Assume-se que durante esta fase a velocidade é mantida constante e igual a velocidade de descolamento do solo. O coeficiente de sustentação durante este segmento pode ser obtido da expressão [8-44].

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V_{LOF}^2 S} + \Delta C_L \quad [8-44]$$

Onde:

$$\Delta C_L = \frac{1}{2} \left[\left(\frac{V_{LOF}}{V_S} \right)^2 - 1 \right] \left[C_{Lmax} \left(\left(\frac{V_S}{V_{LOF}} \right)^2 - 0.53 \right) + 0.38 \right] \quad [8-45]$$

A sustentação resultante deve ser igual ao somatório do peso e da força centrífuga, conforme descrito pela expressão [8-46].

$$W + \frac{W}{g} \frac{V_{LOF}^2}{R_{TR}} = \frac{1}{2} \rho V_{LOF}^2 S C_L \quad [8-46]$$

Simplificando a expressão acima, o raio da curvatura descrita pela aeronave nesta fase será obtido pela expressão [8-47].

$$R_{TR} = 2 \frac{W/S}{\rho g \Delta C_L} \quad [8-47]$$

Concluído o cálculo acima, a distância neste segmento pode ser calculada através da expressão [8-48].

$$S_{TR} = R_{TR} \text{sen} \gamma \quad [8-48]$$

O quarto segmento corresponde a distância percorrida pela aeronave entre o momento no qual a aeronave atinge a velocidade mínima de decolagem com segurança até esta atingir uma altura de 35 *ft* a uma velocidade maior ou igual a velocidade inicial de subida (V_2 ou V_{35}).

A distância deste segmento pode ser calculada pela equação [8-49].

$$S_{CL} = \frac{h_{Screen} - h_{TR}}{\tan \gamma} \quad [8-49]$$

Onde:

$$h_{TR} = \frac{S_{TR} \gamma}{2} \quad [8-50]$$

$$h_{Screen} = 10.668 \text{ m (35 ft)}$$

A distância percorrida entre o descolamento da aeronave do solo até esta atingir uma altura de 35 *ft* é denominado de distância percorrida no ar.

$$S_A = S_{TR} + S_{CL} \quad [8-51]$$

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [2].

8.6 Método Torenbeek para cálculo da distância de decolagem

Este método é aplicado para o cálculo de distância de decolagem de aeronaves com peso superior a 6000 lb (2720 kg) e com todos os motores operantes. A distância de decolagem geralmente é definida como a distância requerida para a aeronave atingir uma altura de 35 ft a uma velocidade de 1.25 vezes a velocidade de estol.

A distância de decolagem é decomposta aqui em dois segmentos, um no solo e outro no ar.

$$S_{TO} = S_G + S_A \quad [8-52]$$

Onde:

$S_{TO} \Rightarrow$ distância de decolagem

$S_G \Rightarrow$ distância percorrida no solo

$S_A \Rightarrow$ distância percorrida no ar

A distância no solo pode ser calculado através da solução da expressão [8-53].

$$S_G = \frac{1}{2g} \int_0^{V_{LOF}^2} \frac{dV^2}{a/g} \quad [8-53]$$

Onde:

$$\frac{a}{g} = \frac{T}{W} - \mu - \frac{1}{2}(C_D - \mu C_L) \frac{\rho V^2 S}{W} \quad [8-54]$$

O resultado da integral acima pode ser aproximado pela expressão [8-55].

$$S_G = \frac{V_{LOF}^2 / 2g}{T/W - \mu'} \quad [8-55]$$

Onde:

$$\bar{T} = T_{V=V_{LOF}} / \sqrt{2} \quad [8-56]$$

$$\mu' = \mu + 0.72 \frac{C_{D0}}{C_{Lmax}} \quad [8-57]$$

Para o cálculo da distância no ar deve-se assumir uma manobra aérea depois do descolamento do chão com $C_L = C_{L_{LOF}}$ e $T - D = cte$. A expressão para o cálculo da distância no ar está descrito pela expressão [8-58].

$$S_A = \frac{V_{LOF}^2}{g\sqrt{2}} + \frac{h_{Screen}}{\gamma} \quad [8-58]$$

Onde:

$$h_{Screen} = 10.668 \text{ m (35 ft)}$$

A distância de decolagem pode ser expressa pela expressão simplificada [8-59].

$$S_{TO} = S_G + S_A = \left(\frac{V_{35}}{V_S} \right)^2 \frac{W}{S} \frac{\left[\left(\frac{\bar{T}}{W} - \mu' \right)^{-1} + \sqrt{2} \right]}{\rho g C_{Lmax} (1 + \gamma \sqrt{2})} + \frac{1}{\gamma} \quad [8-59]$$

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [3].

8.7 Método Boeing para cálculo da distância de decolagem

O método Boeing para cálculo da distância de decolagem (S) é dividido em três segmentos, conforme é demonstrado na equação [8-60].

$$S_{TO} = S_{NGR} + S_R + S_A \quad [8-60]$$

Onde:

$S_{TO} \Rightarrow$ distância de decolagem

$S_{NGR} \Rightarrow$ distância percorrida até a V_R

$S_R \Rightarrow$ distância percorrida entre V_R e V_{LOF}

$S_{TR} \Rightarrow$ distância percorrida entre V_{LOF} e V_2 (ou V_3)

O desenvolvimento da equação do cálculo da distância do primeiro segmento deve partir da expressão [8-61].

$$S_{NGR} = \int_0^{V_R} \frac{V}{a} dV \quad [8-61]$$

Onde:

$$a = \frac{g}{W} \left[T - \mu W - \frac{1}{2} (C_D - \mu C_L) \rho V^2 S \right] \quad [8-62]$$

Esta é a expressão geral da corrida de decolagem até a velocidade de rotação. Para calcular a integral, a variação de tração, peso, arrasto e sustentação com a velocidade devem ser determinadas.

Em geral, a tração é função da velocidade, temperatura e pressão atmosférica, o peso é praticamente constante, e o arrasto e a sustentação são funções da velocidade e densidade atmosférica.

Um método simplificado de integrar a equação acima é assumir uma aceleração média durante a corrida de decolagem. Durante a corrida da aeronave, esta deverá atingir em alguma velocidade um valor de aceleração idêntico ao valor da aceleração média do trecho. Ao

confrontar-se através de gráficos, percebe-se que a aceleração varia linearmente com o quadrado da velocidade. Desta forma, demonstra-se que a aceleração média irá ocorrer num ponto igual a $\frac{V_R^2}{2}$, ou seja, num ponto onde a velocidade é igual a $\frac{V_R}{\sqrt{2}}$.

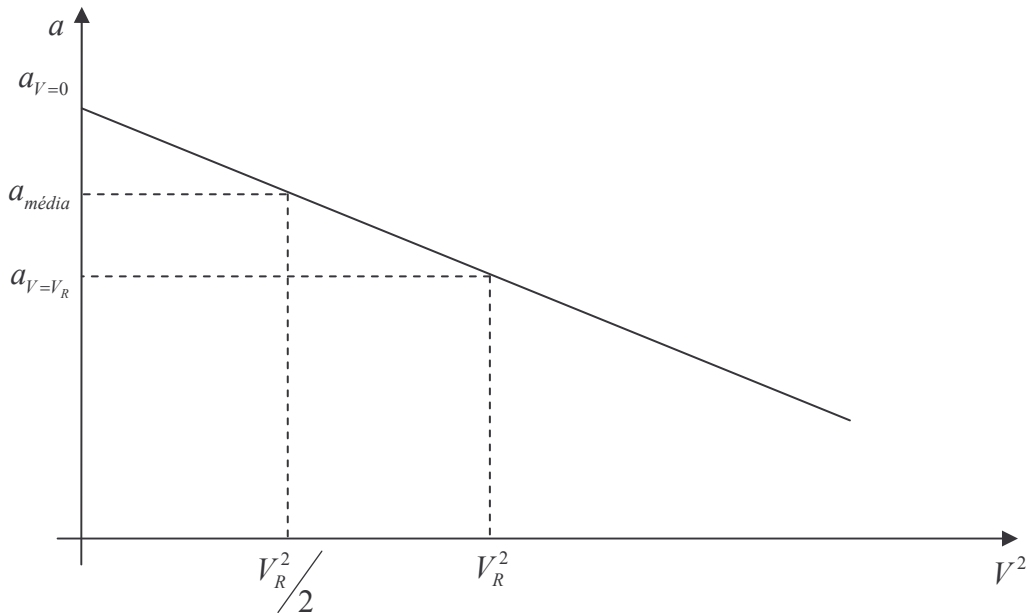


Figura 8-13 – Aceleração média durante a decolagem obtida pelo método Boeing

Este método simplificado é conveniente, e apresenta uma precisão próxima de 1%. Calculando a aceleração nesta velocidade, e declarando-a constante durante todo o segmento, a expressão resultante será a mostrada pela expressão [8-63].

$$S_{NGR} = \frac{1}{a_{V=\frac{V_R}{\sqrt{2}}}} \int_0^{V_R} V dV \quad [8-63]$$

$$S_{NGR} = \frac{V_R^2}{\frac{2g}{W} \left[T_{V=\frac{V_R}{\sqrt{2}}} - \mu W - \frac{1}{4} (C_D - \mu C_L) \rho V_R^2 S \right]} \quad [8-64]$$

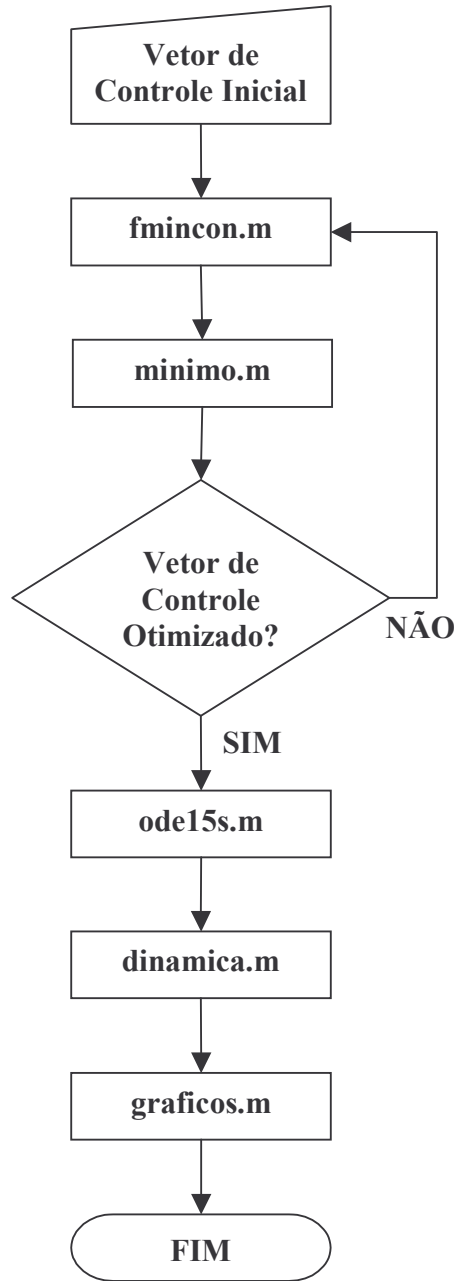
A distância dos dois segmentos seguintes é determinada a partir de ensaios de vôo, onde se estabelece o tempo para atingir a velocidade de descolamento a partir da velocidade de rotação, e o tempo para atingir a velocidade inicial de subida a partir de velocidade de descolamento.

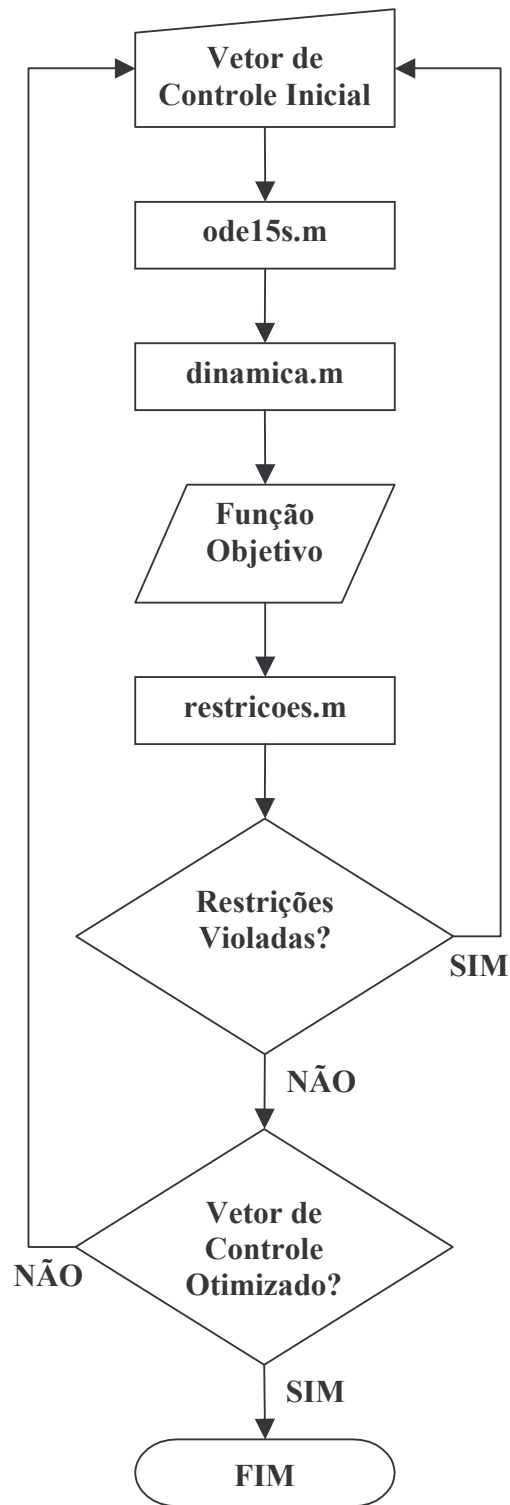
Em ambos os segmentos a velocidade considerada para cálculo corresponde a velocidade média entre as velocidades inicial e final de cada trecho. As expressões a seguir determinam a distância do segundo e terceiro segmento do método de cálculo da Boeing.

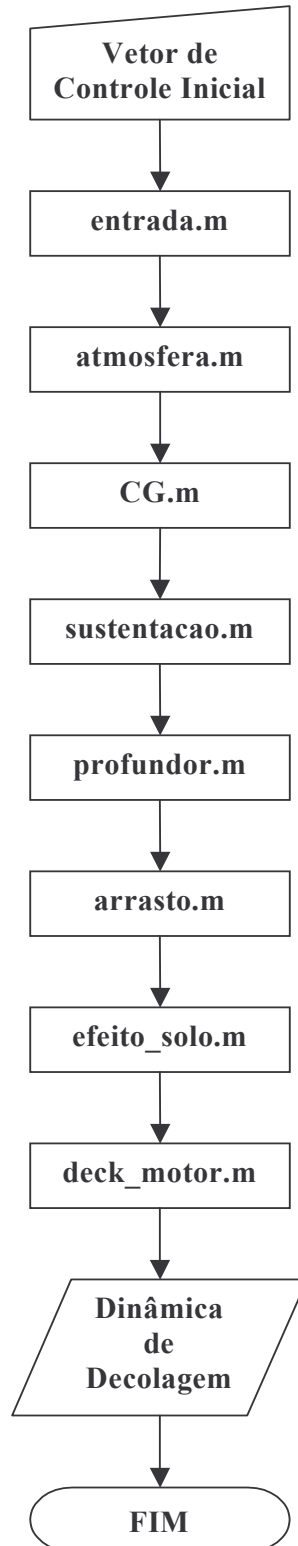
$$S_R = \frac{V_R + V_{LOF}}{2} \Delta t_{V_{LOF} - V_R} \quad [8-65]$$

$$S_A = \frac{V_{LOF} + V_{35}}{2} \Delta t_{V_{35} - V_{LOF}} \quad [8-66]$$

Maiores detalhes e esclarecimentos sobre este apêndice poderão ser encontrados na referência [4].

8.8 Fluxograma do algoritmo *decolagem.m*Figura 8-14 – Fluxograma do algoritmo de otimização *decolagem.m*

8.9 Fluxograma do algoritmo *minimo.m*Figura 8-15 – Fluxograma do algoritmo *minimo.m*

8.10 Fluxograma do algoritmo *dinamica.m*Figura 8-16 – Fluxograma do algoritmo *dinamica.m*

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO

1. CLASSIFICAÇÃO/TIPO TM	2. DATA 11 de maio de 2004	3. DOCUMENTO N° CTA/ITA-IEA/TM-010/2004	4. N° DE PÁGINAS 138
5. TÍTULO E SUBTÍTULO: Otimização do Desempenho em Decolagem de Aeronaves			
6. AUTOR(ES): Flávio Gustavo Ribeiro Freitas			
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES): Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Divisão de Engenharia Aeronáutica – ITA/IEA			
8. PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR: Otimização; Controle Paramétrico; Controle Ótimo; Desempenho Ótimo; Desempenho em Decolagem			
9. PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO: Desempenho de aeronaves; Decolagem; Otimização de trajetórias; Controle ótimo; Trajetórias ótimas; Mecânica de voo; Aerodinâmica; Engenharia aeronáutica			
10. APRESENTAÇÃO: ITA, São José dos Campos, 2004, 138 páginas			
11. RESUMO: O comprimento de pista é um dos principais parâmetros que limitam a operação de aeronaves. A decolagem, apesar de ser umas das etapas mais importantes do voo, muitas vezes é negligenciada em função de ser uma etapa muito curta. Este trabalho tem por objetivo demonstrar a aplicação de método de otimização na obtenção de trajetórias ótimas de decolagem de aeronaves, visando minimizar o comprimento de pista. Para a solução do problema de otimização utilizou-se a distância de decolagem como função objetivo, sujeita a penalizações com diferentes pesos de razão de subida (<i>ROC</i>) após a decolagem. Este problema é limitado apenas à condição de voo bimotor sujeito a qualquer condição de temperatura e altitude. A variável de controle utilizada neste problema é a deflexão do profundor, parametrizada em função da velocidade. As velocidades citadas pelos requisitos de certificação são determinadas juntamente com a solução ótima do problema. O modelo proposto para simular a trajetória da aeronave durante a decolagem é composto pelas equações do movimento nas coordenadas cartesianas X e Z, pela equação do momento na direção Y, e por relações cinemáticas e geométricas. Este tipo de problema é descrito por um conjunto de equações diferenciais não-lineares, cuja solução é complexa e difícil de ser obtida. Para tanto, torna-se necessário a utilização de recursos computacionais robustos para obter resultados. A solução obtida é sub-ótima devido à parametrização da lei de controle, e ao fato de que não há garantias que o mínimo da função objetivo seja global. Os resultados permitem obter o controle sub-ótimo da deflexão do profundor durante a corrida de decolagem para a qual a distância é minimizada. O resultado deste trabalho tem por objetivo melhorar o desempenho de decolagem, tendo como critério o uso do menor comprimento possível de pista sem comprometer demais a razão de subida da aeronave. A aeronave utilizada como exemplo deste trabalho foi objeto de projeto do Programa de Especialização em Engenharia (PEE) suportado pela Empresa Brasileira de Aeronáutica (EMBRAER) e pelo Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA).			
12. GRAU DE SIGILO: (X) OSTENSIVO () RESERVADO () CONFIDENCIAL () SECRETO			