



**UNIVERSIDADE FEDERAL DE MINAS GERAIS**

**PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM**

**ENGENHARIA MECÂNICA**

**DESENVOLVIMENTO E AVALIAÇÃO DE ESTRATÉGIAS DE  
ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM PARA AERONAVES LEVES**

**ANTONIO RAFAEL DA SILVA FILHO**

**Belo Horizonte, 29 Maio de 2009**

**Universidade Federal de Minas Gerais**

Curso de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

**Desenvolvimento e Avaliação de Estratégias de Assistência à  
Pilotagem Para Aeronaves Leves**

Dissertação apresentada no Curso de Mestrado do Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais, como requisito parcial à obtenção de título de Mestre em Engenharia Mecânica.

**Área de Concentração:** Projetos Mecânicos

**Autor:** Antonio Rafael da Silva Filho

**Orientador:** Paulo Henriques Iscold Andrade  
de Oliveira, Dr.

Belo Horizonte, 29 de Maio de 2009

“Há um ditado que ensina "o gênio é uma grande paciência"; sem pretender ser gênio, teimei em ser um grande paciente. As invenções são, sobretudo, o resultado de um trabalho teimoso, em que não deve haver lugar para o esmorecimento”.

Alberto Santos Dumont

# Agradecimentos

Agradeço acima de tudo a Deus pelo conforto nas horas difíceis, por me dar a alegria da vida e permitir que eu possa estar aqui e concluir esse trabalho.

Ao meu pai, pela confiança que me deposita e me ensina a ter. A minha mãe e minha irmã Isabel, sempre presentes me apoiando, mesmos nas constantes ausências e pelo esforço que fizeram por mim.

De um modo muito especial, agradeço a minha avó de coração, vovó Mirka, que admiro muito e devo muita gratidão, pessoa essa que me deu todo o apoio para que eu pudesse chegar onde cheguei. Sem seu apoio tenho certeza que não estaria aqui hoje escrevendo essas palavras. E também ao vovô Aloísio, que tenho certeza está lá em cima feliz com a minha conquista.

Ao meu orientador Paulo Iscold, que mais que um professor, se tornou um amigo e fonte de inspiração, me ajudou a alimentar o gosto que se torna cada vez maior pela aviação. E por todo o ensinamento de vida e profissional.

A todos os professores do CEA, pelo aprendizado e ao Professor Cláudio Barros, exemplo máximo de vida.

Aos amigos e colegas que fiz durante esses anos no CEA, aos que passam e aos que ficam por toda a vida.

Em especial ao meu amigo Olair, que conheci nos primeiros dias de faculdade, lá no início do curso de graduação em Engenharia Mecânica e que continua um grande amigo, sempre presente e continuará por muitos anos.

---

# RESUMO

Neste trabalho é apresentado o processo de escolha e desenvolvimento de uma série de estratégias de assistência à pilotagem para aeronaves leves, baseadas no controle da trajetória e não da atitude, como se procede usualmente no caso de aeronaves convencionais, visando a diminuição do tempo de aprendizagem e a redução da carga de trabalho do piloto, de forma a aumentar a segurança do voo. O complexo mecanismo de controle das aeronaves, principalmente em função das interações atmosféricas e do acoplamento dos comandos, acaba por tornar o ato de pilotagem uma tarefa complexa e que requer intenso e constante treinamento do piloto. Pretende-se, com a implementação de controles automáticos através de estratégias de assistência à pilotagem, que o piloto possa controlar diretamente a trajetória da aeronave facilitando o ato de pilotagem. Será estudado particularmente o movimento longitudinal, onde serão avaliadas uma série de estratégias, implementadas em um simulador de voo com modelo dinâmico não linear, desenvolvido para esse fim. Neste simulador, usuários com níveis de conhecimento de pilotagem variados serão avaliados e o seu desempenho será mensurado através de um sistema de pontuação previamente estabelecido. Detalhes sobre o projeto dos sistemas de assistência à pilotagem, incluindo, o ajuste dos ganhos dos controladores, são apresentados, além da modelagem e da construção do simulador de voo e de sua implementação computacional, bem como os resultados referentes aos testes descritos.

---

# ABSTRACT

The following work presents the process of choice and development of a series of strategies to facilitate piloting on light aircrafts. These strategies are based on trajectory control instead of attitude control like it is usually done in conventional aircrafts, aiming smaller learning times as well as reduction in pilot workload, such that flight safety is increased. The complex aircraft handling mechanisms, mainly due to the atmospheric interactions and the handling coupling, turn the piloting process a difficult task which demands intense pilot training. This work aims, by the implementation of automatic control strategies to facilitate piloting, to give the pilot the possibility to control the aircraft trajectory directly, turning it easier to pilot the airplane. The longitudinal motion will be studied and many strategies will be implemented in a flight simulator with non-linear dynamical model, developed for this matter. Users of the simulator, with different levels of knowledge on piloting, will be evaluated and their performance measured through a score system previously established. Details about the project of pilot assisting systems, including controllers tuning are presented, as the modeling and programming of the flight simulator. Finally, the test results are shown.

---

# SUMÁRIO

<b>Resumo .....</b>	<b>i</b>
<b>Abstract .....</b>	<b>ii</b>
<b>Sumário.....</b>	<b>iii</b>
<b>Lista de Figuras .....</b>	<b>x</b>
<b>Lista de Tabelas.....</b>	<b>xix</b>
<b>Nomenclatura .....</b>	<b>xxi</b>
<b>1 Introdução .....</b>	<b>1</b>
1.1    Objetivos.....	2
1.2    Organização do Texto .....	3
<b>2 Revisão Bibliográfica .....</b>	<b>5</b>
2.1    O Futuro do Transporte Aéreo .....	5
2.2    O conceito de metáforas.....	10
2.2.1    A metáfora do cavalo.....	10
2.3    Ferramentas a serem utilizadas neste trabalho.....	14

---

2.3.1	Controladores PID .....	15
2.3.2	O Algoritmo de Nelder-Mead .....	18
2.3.3	A Escala de Cooper-Harper .....	18
<b>3</b>	<b>Modelo Dinâmico da Aeronave.....</b>	<b>21</b>
3.1	Introdução .....	21
3.2	Equações de Movimento.....	21
3.2.1	Conjunto Asa-Fuselagem .....	26
3.2.2	Empenagem horizontal.....	32
3.3	Modelo Dinâmico .....	35
<b>4</b>	<b>Implementação Computacional do Simulador de vôo.....</b>	<b>38</b>
4.1	Introdução .....	38
4.2	Modelagem do Simulador .....	38
4.2.1	Bloco Controle .....	39
4.2.2	Bloco Atmosfera.....	41
4.2.3	Bloco Dinâmica.....	42
4.2.4	Bloco Equações de Estado.....	45
4.3	Interface gráfica .....	46
4.3.1	O Simulador de Vôo Flight Gear .....	47

---



---

4.3.2	Painel de Instrumentos .....	48
4.4	Descrição do Aparato Experimental Completo.....	50
<b>5</b>	<b>Estratégias de Assistência à Pilotagem.....</b>	<b>52</b>
5.1	Introdução .....	52
5.2	Estratégias e Variáveis de Controle .....	52
5.3	Implementação do Controlador PID .....	57
5.4	Procedimento de Equalização dos Controladores .....	58
5.4.1	Ajuste dos controladores .....	58
5.5	Exemplo de Equalização da Estratégias de Assistência à Pilotagem .....	62
5.5.1	Estratégia 1.....	62
5.5.2	Estratégia 2.....	67
5.5.3	Estratégia 3.....	70
5.5.4	Estratégia 4.....	72
5.5.5	Estratégia 5.....	74
5.5.6	Estratégia 6.....	76
5.5.7	Estratégia 7.....	78
5.5.8	Estratégia 8.....	79
5.5.9	Estratégia 9.....	80
5.5.10	Estratégia 10 .....	81

---

---

5.5.11	Estratégia 11 .....	83
5.5.12	Estratégia 12 .....	85
5.6	Determinação dos Valores Limites de Referência .....	87
5.7	Estratégia de Assistência à Pilotagem 13 .....	89
5.8	Implementação das Estratégias de Assistência à Pilotagem no Simulador .....	90
<b>6</b>	<b>Ensaios .....</b>	<b>95</b>
6.1	Introdução .....	95
6.2	Trajectoria do Ensaio .....	95
6.2.1	Polinômio de Hermite .....	98
6.2.2	Identificação da trajetória .....	100
6.3	Metodologia de Avaliação dos Ensaios .....	102
6.3.1	Classificação dos Usuários .....	103
6.3.2	Procedimento de Ensaio .....	104
6.3.3	Método Subjetivo de Avaliação .....	104
6.3.4	Método Direto de Avaliação .....	104
<b>7</b>	<b>Resultados .....</b>	<b>106</b>
7.1	Introdução .....	106
7.1.1	Perfil dos Usuários .....	106

---

---

7.2	Avaliação Subjetiva de Acordo com a Escala de Cooper-Harper .....	108
7.3	Atuação dos Controladores .....	111
7.4	Erro Acumulado na Altitude.....	115
7.5	Erro Acumulado na Velocidade.....	118
7.6	Comparação entre as estratégias de Assistência à Pilotagem com controle direto e cruzado	120
	7.6.1 Influência da Forma de Atuação de Controle na Trajetória.....	120
	7.6.2 Influencia da Forma de Atuação de Controle na Velocidade.....	121
7.7	Análise da Capacidade de Voar na Trajetória Determinada .....	123
	7.7.1 Estratégia 1 e 2 (Referência de altitude).....	125
	7.7.2 Estratégia 3 e 4 (Referência de Razão de Subida).....	126
	7.7.3 Estratégia 5 e 6 (Referência de ângulo de arfagem) .....	127
	7.7.4 Estratégia 11 e 12 (Referência de Ângulo de Velocidades) .....	128
7.8	Análise da Capacidade de Voar na Velocidade Determinada .....	130
	7.8.1 Estratégia 1 e 2 (Referência de Altitude).....	131
	7.8.2 Estratégias 3 e 4 (Referência de Razão de Subida) .....	132
	7.8.3 Estratégias 5 e 6 (Referência Ângulo de Arfagem).....	133
	7.8.4 Estratégias 11 e 12 (Referência Ângulo de Velocidades) .....	134
7.9	Análise da Variação do Ângulo de Ataque.....	135

---

---

7.9.1	Estratégias 1 e 2 (Referência Altitude) .....	136
7.9.2	Estratégias 3 e 4 (Referência Razão de Subida) .....	137
7.9.3	Estratégias 5 e 6 (Referência Ângulo de Arfagem) .....	138
7.9.4	Estratégias 11 e 12 (Referência Ângulo de Velocidades) .....	139
7.10	Análise da Variação do Ângulo de Arfagem .....	140
7.10.1	Estratégias 1 e 2 (Referência Altitude) .....	141
7.10.2	Estratégias 3 e 4 (Referência Razão de Subida) .....	142
7.10.3	Estratégias 5 e 6 (Referência Ângulo de Arfagem) .....	143
7.10.4	Estratégias 11 e 12 (Referência Ângulo de Velocidades) .....	144
7.11	Análise da Variação do Fator de Carga .....	145
7.11.1	Estratégia 1 e 2 (Referência Altitude) .....	146
7.11.2	Estratégia 3 e 4 (Referência Razão de Subida) .....	147
7.11.3	Estratégia 5 e 6 (Referência Ângulo de Arfagem) .....	148
7.11.4	Estratégia 11 e 12 (Referência Ângulo de Velocidades) .....	149
7.12	Comparação entre os usuários com e sem experiência em pilotagem .....	150
7.12.1	Análise da Trajetória .....	151
7.12.2	Análise da Velocidade .....	152
7.12.3	Análise Ângulo de Ataque .....	154
7.12.4	Análise do Ângulo de Arfagem .....	155

---

---

7.12.5	Análise do Fator de Carga.....	156
7.13	Análise da Estratégia com Ajuste Adaptativo.....	158
<b>8</b>	<b>Conclusões .....</b>	<b>164</b>
8.1	Sugestões para trabalhos futuros.....	167
	<b>Referências Bibliográficas .....</b>	<b>168</b>

---

# LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – VLJ- EMBRAER à esquerda e Cirrus à direita.....	6
Figura 2.2 – Aeronaves com sistema Fly-By-Wire (Eurofighter à esquerda e Airbus-A320 à direita).....	9
Figura 2.3 – Esquema de blocos simplificado do sistema de controle – adaptado de (Tomczyk, 2008) .....	13
Figura 2.4 – Filtros de forma implementados .....	13
Figura 2.5 – Sistema de controle com função de transferência.....	14
Figura 2.6 – Controlador PID .....	15
Figura 2.7 – Curva de Resposta do Controlador PID .....	16
Figura 2.8 – Resposta Oscilatória do PID .....	17
Figura 2.9 – Escala de Cooper-Harper – Adaptado de Harper (1986).....	20
Figura 3.1 – Diagrama de Forças .....	23
Figura 3.2 – Coeficiente de Potência da Hélice.....	28
Figura 3.3 – Potência Disponível no Eixo do Motor [BHSP] .....	29
Figura 3.4 – Curva de Rotação da Hélice .....	31
Figura 3.5 – Curva de Coeficiente de Tração da Hélice.....	31
Figura 3.6 – Componentes de Velocidade na Empenagem Horizontal.....	32

---

Figura 4.1 – Estrutura Básica do Simulador.....	39
Figura 4.2 – Sistema de Controle .....	40
Figura 4.3 – Relação Exponencial do Comando, em Relação a os Valor de Saída do <i>Joystick</i> .....	41
Figura 4.4 – Atmosfera.....	42
Figura 4.5 – Bloco Dinâmica .....	43
Figura 4.6 –Bloco Aeronave.....	44
Figura 4.7 – Propulsão .....	45
Figura 4.8 – Equações de Estado.....	46
Figura 4.9 – Interface do FlightGear® .....	48
Figura 4.10 – Painel de Instrumentos Implementado.....	49
Figura 4.11 – Montagem do Simulador.....	51
Figura 5.1 – Mecanismo de controle convencional .....	53
Figura 5.2 – Controle com atuação do controlador .....	53
Figura 5.3 – Implementação das Estratégias de Assistência à Pilotagem.....	54
Figura 5.4 – Implementação do PID nas Estratégias de Assistência à Pilotagem .....	57
Figura 5.5 – Resposta da Estratégia 1 para os valores iniciais de ganhos .....	63
Figura 5.6 – Resposta da Estratégia 1 após a Primeira Etapa de Otimização .....	64
Figura 5.7 – Resposta da Estratégia 1 após a Segunda Etapa de Otimização.....	64

---

---

Figura 5.8 – Resposta da Estratégia 1 após a Terceira Etapa de Otimização .....	65
Figura 5.9 – Resposta da Estratégia 1 após a Quarta Etapa de Otimização.....	65
Figura 5.10 – Resposta da Estratégia 1 após a Quinta Etapa de Otimização .....	66
Figura 5.11 – Resposta da Estratégia 1 após a Sexta Etapa de Otimização .....	66
Figura 5.12 – Resposta da Estratégia 2 para os valores iniciais de ganhos .....	68
Figura 5.13 – Resposta da Estratégia 2 após a Sexta Etapa de Otimização .....	68
Figura 5.14 – Resposta da Estratégia 3 para os valores iniciais de ganhos .....	71
Figura 5.15 – Resposta da Estratégia 3 após a Sexta Etapa de Otimização .....	71
Figura 5.16 – Resposta da Estratégia 4 para os valores iniciais de ganhos .....	73
Figura 5.17 – Resposta da Estratégia 4 após a Sexta Etapa de Otimização .....	73
Figura 5.18 – Resposta da Estratégia 5 para os valores iniciais de ganhos .....	75
Figura 5.19 – Resposta da Estratégia 5 após a Sexta Etapa de Otimização .....	75
Figura 5.20 – Resposta da Estratégia 6 para os valores iniciais de ganhos .....	77
Figura 5.21 – Resposta da Estratégia 6 após a Sexta Etapa de Otimização .....	77
Figura 5.22 – Estratégia 7, Tentativa de Ajuste dos ganhos.....	78
Figura 5.23 – Estratégia 8, Tentativa de Ajuste dos ganhos.....	79
Figura 5.24 – Estratégia 9, Tentativa de Ajuste dos ganhos.....	80
Figura 5.25 – Estratégia 10, Tentativa de Ajuste dos ganhos.....	81
Figura 5.26 – Resposta da Estratégia 11 para os valores iniciais de ganhos.....	84

---



---

Figura 5.27 – Resposta da Estratégia 11 após a Sexta Etapa de Otimização.....	84
Figura 5.28 – Resposta da Estratégia 12 para os valores iniciais de ganhos.....	86
Figura 5.29 – Resposta da Estratégia 12 após a Sexta Etapa de Otimização.....	86
Figura 5.30 – Razão de Subida Máxima .....	88
Figura 5.31 – Ângulo de Velocidades Máximo.....	88
Figura 5.32 – Simulador com Realimentação .....	91
Figura 5.33 – Implementação dos Controladores .....	92
Figura 5.34 – Exemplo de um Controlador.....	93
Figura 5.35 – Controlador PID.....	94
Figura 6.1 – Parâmetros do Polinômio de Hermite.....	98
Figura 6.2 – Ajuste de Hermite .....	100
Figura 6.3 – Trajetória proposta para os ensaios.....	101
Figura 6.4 – Exemplo da Implementação da Trajetória na Interface Gráfica.....	102
Figura 7.1 – Perfil dos Usuários .....	107
Figura 7.2 – Atuação do Controle de Altitude.....	111
Figura 7.3 – Atuação do Controlador de Razão de Subida.....	112
Figura 7.4 – Atuação do Controlador de Ângulo de Arfagem.....	113
Figura 7.5 – Atuação do Controlador de Ângulo de Velocidades.....	113
Figura 7.6 – Atuação do Controlador de Velocidade (Direto).....	114

---

---

Figura 7.7 – Atuação do Controlador de Velocidade (Cruzado) .....	114
Figura 7.8 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada .....	116
Figura 7.9 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada Detalhe da Figura 7.8.....	116
Figura 7.10 – Média de Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória (Normalizada) .....	117
Figura 7.11 – Erro Acumulado dos Usuários para a Velocidade Voada .....	118
Figura 7.12 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada. Detalhe da Figura 7.11.....	119
Figura 7.13 - Erro Acumulado de Pontuação do Usuários para a Velocidade Voada (Normalizado).....	119
Figura 7.14 – Comparação do Erro Acumulado na Trajetória de Acordo com a Forma de Controle das Estratégias .....	121
Figura 7.15 – Comparação do Erro Acumulado da Trajetória de Acordo com o Tipo de Estratégia (Normalizado).....	121
Figura 7.16 - Comparação do Erro Acumulado de Velocidade de Acordo com a Forma de Controle das Estratégias .....	122
Figura 7.17 – Comparação do Erro Acumulado de Velocidade de Acordo com o Tipo de Estratégia (Normalizada).....	122
Figura 7.18 – Trajetória Voada (Sem Estratégia de Controle) .....	124
Figura 7.19 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 1) .....	125

---

Figura 7.20 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 2) .....	125
Figura 7.21 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 3) .....	126
Figura 7.22 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 4) .....	126
Figura 7.23 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 5) .....	127
Figura 7.24 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 6) .....	127
Figura 7.25 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 11) .....	128
Figura 7.26 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 12) .....	128
Figura 7.27 – Velocidade Voada (Sem Estratégia de Controle) .....	130
Figura 7.28 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 1) .....	131
Figura 7.29 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 2) .....	131
Figura 7.30 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 3) .....	132
Figura 7.31 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 4) .....	132
Figura 7.32 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 5) .....	133
Figura 7.33 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 6) .....	133
Figura 7.34 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 11) .....	134
Figura 7.35 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 12) .....	134
Figura 7.36 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 1) .....	136
Figura 7.37 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 2) .....	136
Figura 7.38 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 3) .....	137

---

---

Figura 7.39 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 4) .....	137
Figura 7.40 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 5) .....	138
Figura 7.41 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 6) .....	138
Figura 7.42 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 11) .....	139
Figura 7.43 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 12) .....	139
Figura 7.44 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 1) .....	141
Figura 7.45 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 2) .....	141
Figura 7.46 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 3) .....	142
Figura 7.47 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 4) .....	142
Figura 7.48 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 5) .....	143
Figura 7.49 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 6) .....	143
Figura 7.50 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 11) .....	144
Figura 7.51 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 12) .....	144
Figura 7.52 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 1) .....	146
Figura 7.53 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 2) .....	146
Figura 7.54 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 3) .....	147
Figura 7.55 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 4) .....	147
Figura 7.56 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 5) .....	148
Figura 7.57 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 6) .....	148

---

---

Figura 7.58 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 11).....	149
Figura 7.59 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 12).....	149
Figura 7.60 – Comparação Trajetória Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem .....	151
Figura 7.61 – Comparação Trajetória Estratégia 12.....	152
Figura 7.62 – Comparação Velocidade Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem .....	153
Figura 7.63 – Comparação Velocidade Estratégia 12.....	153
Figura 7.64 – Comparação Ângulo de Ataque Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem .....	154
Figura 7.65 – Comparação Ângulo de Ataque Estratégia 12 .....	155
Figura 7.66 – Comparação Ângulo de Ataque Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem .....	156
Figura 7.67 – Comparação Ângulo de Arfagem Estratégia 12 .....	156
Figura 7.68 – Comparação Fator de Carga Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem .....	157
Figura 7.69 – Comparação Fator de Carga Estratégia 12.....	157
Figura 7.70 – Avaliação da Estratégia com Controle de Velocidade com Ajuste Adaptativo.....	159
Figura 7.71 – Avaliação da Estratégia com Controle de Velocidade com Ajuste Dinâmico (Normalizado).....	159
Figura 7.72 – Velocidade dos Usuários com a Implementação do Ajuste Dinâmico .....	160

---

---

Figura 7.73 – Trajetória dos Usuários com a Implementação do Ajuste Dinâmico .....	161
Figura 7.74 –Avaliação do Ângulo de Ataque do Controlador com Ajuste Dinâmico ..	161
Figura 7.75 –Avaliação do Ângulo de Arfagem do Controlador com Ajuste Dinâmico	162
Figura 7.76 –Avaliação Fator de Carga do Controlador com Ajuste Dinâmico.....	162

---

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2-1 – Ajustes dos Ganhos do Controlador PID – Método da Sensibilidade Limite .....	18
Tabela 5-1 – Estratégias de Assistência à Pilotagem Propostas.....	56
Tabela 5-2 – Valores dos pesos de cada parâmetro.....	60
Tabela 5-3 – Variáveis de Controle (Estratégia 1).....	62
Tabela 5-4 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 1.....	67
Tabela 5-5 – Variáveis de Controle (Estratégia 2).....	67
Tabela 5-6 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 2.....	69
Tabela 5-7 – Variáveis de Controle (Estratégia 2).....	70
Tabela 5-8 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 3.....	70
Tabela 5-9 – Variáveis de Controle (Estratégia 4).....	72
Tabela 5-10 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 4.....	72
Tabela 5-11 – Variáveis de Controle (Estratégia 5).....	74
Tabela 5-12 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 5.....	74
Tabela 5-13 – Variáveis de Controle (Estratégia 6).....	76
Tabela 5-14 – – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 6.....	76
Tabela 5-15 – Variáveis de Controle (Estratégia 7).....	78

---

Tabela 5-16 – Variáveis de Controle (Estratégia 8) .....	79
Tabela 5-17 – Variáveis de Controle (Estratégia 9) .....	80
Tabela 5-18 – Variáveis de Controle (Estratégia 10) .....	81
Tabela 5-19 – Variáveis de Controle (Estratégia 11) .....	83
Tabela 5-20 – Ajustes de Ganhos para a Estratégia de Controle 11 .....	83
Tabela 5-21 – Variáveis de Controle (Estratégia 12) .....	85
Tabela 5-22 – Ajustes de Ganhos para a Estratégia de Controle 12 .....	85
Tabela 5-23 – Variáveis de Controle (Estratégia 13) .....	90
Tabela 7-1 – Notas dos Usuários de Acordo com a Escala de Cooper-Harper .....	109
Tabela 7-2 – Média das Notas dos Usuários .....	110



---

# NOMENCLATURA

$t_d$	Tempo de atraso
$t_r$	Tempo de subida
$t_p$	Tempo de pico
$M_p$	Máximo sobre-sinal
$t_s$	Tempo de acomodação
$K_p$	Ganho proporcional
$K_I$	Ganho integral
$K_D$	Ganho derivativo
$L$	Força de sustentação do conjunto asa-fuselagem.
$D$	Força de arrasto do conjunto asa-fuselagem.
$M_{ac}$	Momento aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem no centro aerodinâmico da aeronave.
$L_T$	Força de sustentação na empenagem horizontal.
$T$	Tração da aeronave
$W$	Peso da aeronave.
$V_R$	Velocidade resultante da aeronave
$V_{RT}$	Velocidade resultante na empenagem horizontal.
$u$	Velocidade induzida na empenagem horizontal devido ao movimento de arfagem da aeronave.
$w$	Velocidade induzida na empenagem horizontal devido ao down-wash.
$u_x$	Correntes atmosféricas na direção horizontal, x (vento de proa)
$u_y$	Correntes atmosféricas na direção vertical, y (ascendentes)
$\theta$	Ângulo entre o referencial x (horizonte) e a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem (ângulo de arfagem)

---

$\alpha$  Ângulo entre a velocidade resultante da aeronave e a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem (ângulo de ataque)

$\alpha_T$  Ângulo entre a velocidade resultante na empenagem horizontal e a linha de sustentação nula da empenagem horizontal (ângulo de ataque da empenagem horizontal)

$\gamma$  Ângulo entre a velocidade da aeronave na direção y e a velocidade na direção x. (ângulo entre velocidades)

$\gamma_T$  Ângulo entre as velocidades resultante na direção y na empenagem horizontal e a velocidade resultante na direção x na empenagem horizontal.

$x_a$  Distância entre o centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem (CA) e o centro de gravidade da aeronave (CG).

$x_T$  Distância entre o centro aerodinâmico da empenagem horizontal e o centro de gravidade da aeronave (CG).

$i_T$  Ângulo entre as linhas de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem e da empenagem horizontal, (incidência da empenagem horizontal).

$\delta$  Ângulo de deflexão do profundor

m Massa da aeronave

J Momento de inércia de arfagem

$F_x$  Somatório de força na direção x

$F_y$  Somatório de força na direção y

$F_x$  Somatório de força em x

$a_x$  Aceleração na direção x

$a_y$  Aceleração na direção y

$V_x$  Velocidade na direção x

$V_y$  Velocidade na direção y

$V_\theta$  Velocidade de arfagem ( $q$  ou  $\dot{\theta}$ )

$\ddot{\theta}$  Aceleração de arfagem

M Somatório de momentos no plano x, y

---

$\rho$	Densidade do ar
$C_L$	Coeficiente de sustentação
$C_D$	Coeficiente de arrasto
$C_{L,T}$	Coeficiente de sustentação da empenagem horizontal
$C_M$	Coeficiente de momento
$C_t$	Coeficiente de tração
$C_p$	Coeficiente de potência
$n$	Rotação da hélice
$D$	Diâmetro da hélice
$V$	Velocidade da aeronave
BSHP	Potência disponível no eixo do motor
Pp	Porcentagem de potência disponível do motor
$\varepsilon$	Downwash da asa
$\delta$	Deflexão do profundor
$\bar{c}$	Corda média aerodinâmica
$S_w$	Área da asa
$S_h$	Área da empenagem horizontal
$a_1$	Relação entre o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal e o ângulo de sustentação da empenagem horizontal
$a_2$	Relação entre o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal e a deflexão do profundor
ROC	Razão de subida

---

---

# 1 INTRODUÇÃO

Recentemente tem-se notado o crescimento e a popularização do mercado de aeronaves de pequeno porte, as chamadas aeronaves leves. A aquisição dessas aeronaves está se tornando cada vez mais acessível à classe média, notando-se ainda uma tendência em migração no principal meio de transporte aéreo, hoje fundado nas aeronaves de grande porte, para as aeronaves pessoais e de pequeno porte, capazes de operar em aeroportos menores e distribuídos em maior quantidade. Essas aeronaves passam muitas vezes a serem empregadas como aeronaves pessoais, e também utilizadas para lazer e deslocamentos de pequenas distâncias.

A indústria aeronáutica mundial já vem investindo no projeto e desenvolvimento de aeronaves para atender a esse grupo de usuários que vem crescendo rapidamente em todo o mundo. Porém, o processo de popularização dessas aeronaves pessoais gera um problema no quadro da aviação mundial, pois muitas vezes essas aeronaves são pilotadas pelos próprios donos, que, na maioria das vezes, não são pilotos profissionais e possuem pouca prática com a pilotagem. Esse fato pode acarretar um aumento de risco quando esses pilotos precisam operar em situações de elevada carga de trabalho, como: pilotagem, navegação e comunicação com estações de controle simultaneamente.

O grande problema é que o mecanismo de pilotagem de uma aeronave com comando convencional é um tarefa de grande complexidade. As interações na dinâmica da aeronave, correntes atmosféricas e ainda o acoplamento dos comandos, torna o ato de pilotar uma tarefa difícil que requer intenso treinamento e constante aperfeiçoamento do piloto.

Para tentar contornar esse problema, pesquisas têm sido conduzidas no sentido de desenvolver sistemas de assistência à pilotagem que possam ser implementados nessa classe de

---

aeronaves, como forma de facilitar a pilotagem, diminuindo a carga de trabalho do piloto e aumentando-se a segurança do voo.

Alguns pesquisadores acreditam que, num futuro próximo, os sistemas de assistência à pilotagem poderão ser implementados nas aeronaves de maneira que pilotar um avião possa se tornar tarefa mais simples, como dirigir um carro atualmente. As aeronaves de maior porte já apresentam sistemas conhecidos como, *fly-by-wire*, que consistem em sistemas computadorizados capazes de processar as informações durante o voo de forma a facilitar a pilotagem. Alguns exemplos são os sistemas de navegação e aproximação automática, e até mesmo o sistema de pouso por instrumentos ILS (*Instrument Landing System*). Sistemas de controle baseados nos sistemas *fly-by-wire*, vem hoje sendo desenvolvidos para a implementação nas aeronaves leves, chamados de sistemas de assistência à pilotagem, ou pilotagem assistida.

Alguns estudos das estratégias de assistência à pilotagem existentes hoje se baseiam na modelagem de sistemas de controle que possam tomar decisões no caso de alguma situação de perigo, e tomar contramedidas para eliminar o perigo. Como analogia, o grau máximo de desenvolvimento dos sistemas de assistência à pilotagem será quando o desempenho dos mesmos puder ser comparado àquele exibido por um cavalo. Mesmo que o cavaleiro se distraia, o seu cavalo não irá se chocar contra uma árvore, por exemplo, pois o cavalo possui inteligência própria e também toma decisões como forma de evitar o perigo. Pretende-se que no futuro as aeronaves dotadas de sistemas de assistência à pilotagem também sejam capazes desse tipo de decisão, evoluindo consideravelmente a segurança do voo.

## **1.1 OBJETIVOS**

O objetivo desse trabalho é estudar estratégias de assistência à pilotagem que permitam o controle longitudinal da aeronave baseado na trajetória da mesma e não mais na atitude como é feito usualmente. Para isso foram escolhidas e estudadas estratégias de assistência à pilotagem

---

com controladores automáticos baseados em algumas variáveis de referência, ligadas diretamente ao movimento longitudinal da aeronave.

Os objetivos específicos são:

- ◊ Construir um simulador de voo longitudinal que permita a implementação e a avaliação das estratégias de assistência à pilotagem propostas.
- ◊ Efetuar uma avaliação da adequabilidade destes sistemas através de ensaios simulados com pessoas com diversos níveis de conhecimento sobre aeronáutica e pilotagem.

## 1.2 ORGANIZAÇÃO DO TEXTO

No Capítulo 2 é apresentada uma revisão da literatura sobre o estado da arte na área de assistência à pilotagem para aeronaves leves, além do estudo de formas de se implementar e avaliar os sistemas.

No Capítulo 3 é feita uma modelagem do movimento longitudinal da aeronave escolhida para avaliação das estratégias de assistência à pilotagem, e definidas as equações de movimento do modelo. O movimento longitudinal é então escrito em equações de estado, que foram posteriormente implementadas em um simulador de voo.

No Capítulo 4 é, apresentada a modelagem e o desenvolvimento de um simulador de voo, implementado em ambiente de simulação, usando o programa MatLab<sup>®</sup>, baseado nas equações de movimento apresentadas no Capítulo 3. O simulador desenvolvido foi utilizado para a implementação das estratégias de assistência à pilotagem propostas, e nos ensaios para a avaliação dessas estratégias.

No Capítulo 5 são propostas as possíveis estratégias de controle que poderão ser implementadas, e, em seguida, é realizado um estudo para o ajuste dos controladores dessas

---

estratégias. São selecionadas as estratégias candidatas, que em seguida são implementadas no simulador de voo apresentado no Capítulo 4.

No Capítulo 6 é apresentada uma metodologia para avaliação das estratégias de assistência à pilotagem propostas.

Já no Capítulo 7 são apresentados os resultados das simulações, bem como uma análise desses resultados em função de cada estratégia de assistência à pilotagem estudada.

Finalmente no Capítulo 8 são apresentadas as principais conclusões deste trabalho, bem como uma série de sugestões para trabalhos futuros.

---

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 2.1 O FUTURO DO TRANSPORTE AÉREO

Atualmente tem-se notado uma tendência de migração na forma básica do sistema de transporte aéreo mundial, onde usuários estão passando do principal modo de transporte, hoje fundamentado em aeronaves comerciais de grande porte, para as aeronaves de pequeno porte, muitas vezes aeronaves pessoais (Finotti, 2002) (Special Report 263, 2002) (Weirauch, 2005).

Vários são os inconvenientes do transporte em aeronaves de grande porte. Essas aeronaves necessitam operar em aeroportos grandes e muito bem equipados, que na maioria das vezes se localizam afastados dos grandes centros urbanos. Em função dessa distância, por mais que as aeronaves comerciais voem cada vez mais rápidas, o tempo despendido, somando-se o deslocamento até o aeroporto de partida, *check-in*, tempo de voo, e deslocamento do aeroporto de chegada até o destino, acabam por levar a uma velocidade média bem menor que a velocidade real da aeronave entre os pontos de partida e de destino. Isso ainda sem levar em conta os constantes atrasos e até mesmo cancelamentos de vôos pelas companhias aéreas (The Informed Volusian Issue, 2002)

Uma solução que surge com o objetivo de resolver parte desse problema, como mencionado, é a migração para o transporte em aviões de pequeno porte (Finotti, 2002). Essas aeronaves, apesar de menores e mais lentas, são capazes de operar em aeroportos menores e menos equipados, que podem ser encontrados mais próximos dos grandes centros urbanos, ou mesmo em pistas particulares dentro de empresas, por exemplo. Isto contribui para reduzir o tempo médio de deslocamento, principalmente nas viagens para fins comerciais. Já existem também estudos de sistemas mais simples de monitoramento a serem implementados em



---

aeroportos de pequeno porte como forma de aumentar ainda mais a capacidade de operação dos mesmos (Finotti, 2002) (Weirauch, 2005).

A indústria aeronáutica mundial, já reconhecendo essa mudança de tendência na aviação comercial, atualmente já vem investindo em estudos e desenvolvimento de aeronaves de pequeno porte para atender a essa nova demanda. A nova linha de jatos leves da Embraer, os chamados VLJ e a família de aeronaves Cirrus são exemplos dessa nova tendência, (Figura 2.1).



**Figura 2.1 – VLJ- EMBRAER à esquerda e Cirrus à direita**

Somado a isso, nota-se ainda uma crescente popularização do transporte aéreo mundial. Se até pouco tempo atrás a aviação era um tipo de transporte pouco acessível e de alto custo, com o passar dos anos esse tipo de transporte tem se tornado cada vez mais acessível, e mesmo a aquisição de aeronaves de pequeno porte tem se tornado viável à população de classe média. Hoje em dia consegue-se comprar uma aeronave de pequeno porte pelo preço de um automóvel de médio luxo. Essas aeronaves de pequeno porte, mais acessíveis passam a ser usadas como uma espécie de carro aéreo, utilizadas em pequenos deslocamentos ou mesmo para lazer (Dreier, 2003).

Nos Estados Unidos o projeto SATS (*Small Aircraft Transportation System* – Sistema de Transporte por Avião Leves) tem como fundamento principal o desenvolvimento de um sistema integrado de transporte que permita a utilização de todos os aeroportos de pequeno porte na América do Norte, através da introdução de tecnologias e conceitos de procedimentos automatizados de pouso e monitoramento das aeronaves dentro das áreas de controle próximas

---

aos aeroportos (Bhat, 2005). Com isso pretende-se prover um melhor aproveitamento das aeronaves de pequeno porte e de centenas de aeroportos até então subutilizados. A título de exemplo a agência CASA (*Consortium for Aviation System Advancement*) cita a Flórida, que possui 19 aeroportos comerciais, mas possui ainda 131 aeroportos públicos utilizáveis e 346 aeroportos privados.

Algumas das idéias principais do programa SATS consistem em (The Informed Volusian Issue, 2002):

- ◇ Acomodar o grande volume de tráfego aéreo em aeroportos de pequeno porte, sem radar ou torre de controle.
- ◇ Estudar sistemas de desembarques rápidos em aeroportos minimamente equipados.
- ◇ Desenvolver sistemas para melhoria da segurança e eficiência dos vôos.
- ◇ Desenvolver procedimentos para integração dos SATS com as aeronaves em operação atualmente, e com o sistema de gestão de tráfego aéreo atual.

Outros objetivos incluem ainda: aumento da mobilidade, acessibilidade, segurança, capacidade e eficiência de utilização do espaço aéreo, bem como redução de custo e de ruídos gerados pelas aeronaves. De acordo com Koks (2001), as propostas apresentadas pelo programa SATS são arrojadas e desafiadoras, embora grande parte dos sistemas de tecnologia já exista ou se encontrem em desenvolvimento.

Somando-se a isso, a NASA identificou recentemente uma série de diretrizes para inspirar e guiar os programas de pesquisas aeronáuticas. Além da redução dos níveis de poluentes e ruídos provocados pelas aeronaves, encontram-se ainda outros pontos de destaque (Special Report 263, 2002):

- ◇ Reduzir a taxa de acidentes aéreos em um fator igual a cinco vezes nos próximos dez anos, e num fator de dez vezes nos próximos vinte e cinco anos.

- 
- ◊ Reduzir os custos das viagens aéreas em vinte e cinco por cento dentro de dez anos, e em cinquenta por cento em vinte e cinco anos.
  - ◊ Dobrar a capacidade do sistema aéreo em dez anos, e triplicar a sua capacidade em vinte e cinco anos.
  - ◊ Reduzir pela metade o tempo médio de viagens porta-a-porta em dez anos, e em dois terços nos próximos vinte e cinco anos.

Nas diretrizes apontadas pela NASA e pelo programa SATS, pode-se notar que além da preocupação com a melhoria na qualidade do transporte aéreo, existe também uma grande preocupação em se aumentar a sua segurança. Segundo Dolega (2008), o recente crescimento do tráfego aéreo de aeronaves de pequeno porte na aviação geral cria um problema para o numeroso grupo de pilotos que usam essas aeronaves de pequeno porte como carros aéreos. Eles utilizam essas aeronaves para percorrerem médias distâncias (250 – 1000km). Por outro lado a maioria desses pilotos não são pilotos profissionais e não possuem grande experiência com a aviação.

Tomczyk (2008) afirma que, no que se refere à pilotagem, os limites são estabelecidos pelas características da aeronave, resultantes das leis da aerodinâmica, mecânica e dinâmica. As complexas propriedades da dinâmica de um avião são as razões para que a estabilização de altitude, e especialmente a decolagem e aterrissagem, exijam que o piloto tenha uma boa coordenação da deflexão manual dos comandos, e gerenciamento de potência disponível, bem como capacidade de agir com antecedência necessária devido à inércia do avião. Aviões leves equipados com um sistema de controle mecânico clássico requerem um intenso treinamento, mesmo no caso em que o piloto possua um conhecimento teórico sobre aviação. A análise do sistema de navegação também requer uma intensa observação do piloto, uma análise detalhada da indicação dos instrumentos, e uma complexa interpretação dos mesmos. Segundo Tomczyk (2004), em aviões militares (F-16, F/A-18, Saab/BA e Gripen, etc.), e em aviões comerciais de ponta (A-320, A340, B-777, etc), um sistema integrado (*fly-by-wire*) coleta as informações e as processa, entregando-as ao piloto de uma forma mais simples, fato que auxilia o piloto no

---

controle da aeronave durante o voo. Na Figura 2.2 são apresentados alguns exemplos de aeronaves equipadas com o sistema *fly-by-wire*.



**Figura 2.2 – Aeronaves com sistema Fly-By-Wire (Eurofighter à esquerda e Airbus-A320 à direita)**

Segundo (Tomczyk, 2008), com esse mesmo propósito, esforços vêm sendo realizados para a concepção de aeronaves que apresentem boa qualidade de voo, automatização dos sistemas de navegação e de muitas outras atividades, para facilitar a pilotagem. Sistemas especializados em manipulação e visualização dos dados de navegação, que sejam caracterizados pela fácil interpretação e leitura dos instrumentos (por exemplo, a exibição de um túnel para a navegação (Koks, 2001)) têm sido desenvolvidos. Sistemas de navegação integrados baseados em satélites também são utilizados (Tomczyk, 2008).

(Fielding, 2002) alerta, porém, que a concepção de um sistema avançado *fly-by-wire* é uma tarefa técnica difícil, para a qual uma série de disciplinas de engenharia tem de ser unidas para se alcançar o projeto de um sistema bem sucedido. Com isso pode-se perceber a necessidade da integração multidisciplinar para o desenvolvimento desse tipo de sistema de controle.

Parte dessa tecnologia, desenvolvida com os sistemas *fly-by-wire*, começa hoje a ser implementada nas aeronaves leves como uma forma de assistência à pilotagem. Diversos estudos têm surgido no intuito de desenvolver sistemas que possam de alguma forma, facilitar a

---

pilotagem dessas aeronaves. Como exemplo, baseado no conceito dos SATS, Thompson (2001) estuda um sistema denominado SLF (*Smart Landing Facility* - Sistema de pouso inteligente), que consiste em um sistema a ser implementado em aeronaves leves como forma de facilitar o pouso, tendo-se em vista que essa é a etapa onde ocorre o maior número de acidentes, Schutte (2008) aponta que 37,7% dos acidentes aéreos ocorrem durante o pouso, sendo que 4,3% são fatais.

Um importante ponto abordado atualmente, que é levado em conta no projeto dos sistemas de pilotagem assistida, é a redução na carga de trabalho do piloto. Helbing (2006) relata que embora possa levar anos para que uma avaliação quantitativa na melhoria da segurança dos vôos possa ser verificada, uma redução na carga de trabalho do piloto irá reduzir a probabilidade de erro e diminuir a probabilidade da ocorrência de um acidente relacionado a fatores humanos. Esta área de estudo de acidentes é especialmente importante, a agência americana de aviação (FAA - *Federal Aviation Administration*) estima que 75% de todos os acidentes aéreos são causados por fatores humanos, erros dos pilotos.

## **2.2 O CONCEITO DE METÁFORAS**

O conceito de metáforas é comumente utilizado no desenvolvimento de sistemas de controle. Alguns autores apresentam este conceito no desenvolvimento de sistema de controle para aeronaves leves, em especial a metáfora do cavalo, como apresentado em (Shutte, 2008) (Goodrich, 2006) e (Flemisch, 2003).

### **2.2.1 A METÁFORA DO CAVALO**

Flemisch (2003) apresenta uma breve história para ilustrar a metáfora do cavalo, adaptada a seguir:

Imagine que você está andando de bicicleta em um parque, onde existam centenas de pessoas a sua volta e também vários ciclistas. Você está tentando evitar trombar com qualquer

---

obstáculo, e não quer perder seu tempo, que já está corrido. Porém você não conhece muito bem o parque, e por esse motivo precisa sempre consultar um mapa, e é então obrigado a parar constantemente para isso. Mas você está cada vez mais atrasado.

Você observa então um policial no parque, que embora esteja constantemente desviando a atenção para todas as outras coisas ou pessoas ao redor dele, parece não ter nenhuma dificuldade para se deslocar com velocidade entre os obstáculos onde você só conseguia andar. Esse policial está montado em um cavalo.

Se você estivesse andando em um cavalo, você seria capaz de, ao mesmo tempo, ler o seu mapa e estar confiante que não iria atingir nenhuma árvore ou pessoa, pois instintivamente o cavalo irá desviar desses obstáculos. Apesar de o cavalo poder tomar algumas decisões, você ainda pode manter o controle. Você pode também deixar o seu cavalo escolher o caminho livremente ou mesmo comandá-lo em uma direção com maior ou menor precisão. Mas desde que o cavaleiro deseje, sempre, a decisão final de que caminho seguir será sempre dele. A ele caberá a decisão final, desde que seja de sua vontade.

Agora aplique essa idéia a um veículo. Imagine que você possa voar através de um ambiente com obstáculos e outros veículos, mas que você possa ao mesmo tempo se concentrar em outras tarefas como navegação, comunicação ou mesmo apreciar a paisagem. Você poderia ficar confiante que o seu veículo não irá se chocar com nenhum obstáculo, pois ele possui sentidos de forma a evitar esses obstáculos. Através de uma interação com o seu veículo (um *joystick*, por exemplo) você estaria consciente do que ele estaria fazendo. Se o seu veículo sentir qualquer perigo ou estiver inseguro sobre onde ir, ele poderá assumir uma forma mais prudente de caminho a seguir ou adotar uma nova configuração e você ainda iria perceber para onde ele o está levando.

Flemisch (2003) acredita que um exemplo extremo seria o caso em que você poderia conduzir o seu avião de uma forma mais suave pegando levemente no joystick, e deixando que ele tome grande parte das decisões, com você o guiando apenas pelo objetivo principal, ou

---

mesmo assumir o comando total da aeronave, (apertando com mais força o *joystick*), assim como as rédeas de um cavalo. Dessa forma, assim como o cavaleiro consegue ter maior ou menor controle do seu cavalo de acordo com a firmeza com que segura as rédeas, o piloto poderia ter essa mesma resposta da aeronave de acordo a maior ou menor firmeza que o mesmo segura o manche, ou joystick da aeronave.

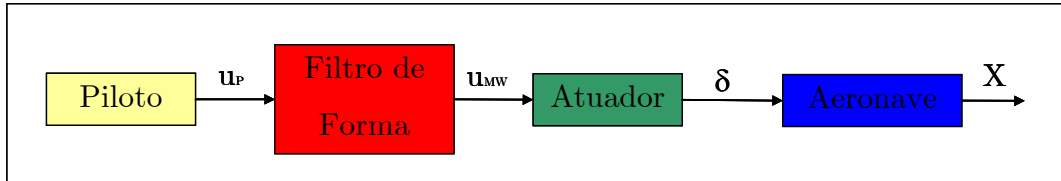
Na aplicação do conceito de metáforas (em especial a metáfora do cavalo) na automação de veículos aéreos, o aparelho funcionaria como um animal dócil. Ele seria capaz de compreender comandos simples que dependem apenas do seu comportamento e não do conhecimento prévio do mecanismo e, assim como um cavalo, seria extremamente versátil na locomoção por diversos tipos de terreno e em condições adversas, como nas proximidades de outros veículos. O cavalo possui um grupo limitado, mas flexível de comunicações que pode ser utilizado para controlar o mesmo. O cavaleiro não precisa conhecer intimamente os músculos ou os movimentos corporais e as atividades internas do animal para controlá-lo.

Flemisch (2003) afirma ainda que, existem vários benefícios na utilização de metáforas em projetos. A primeira é que ela dá algumas orientações e limites para o projetista, ele pode considerar, por exemplo, como seria a manipulação na metáfora perguntando, por exemplo; “Isso é consistente com o que um cavalo faria, ou com o que uma pessoa faria?”.

Baseado nesses conceitos, o desenvolvimento e implementação das novas técnicas de sistemas de auxílio à pilotagem para aeronaves leves têm por objetivo tornar o ato de pilotagem cada vez mais fácil. De acordo com Peakin (2001), voar aviões leves no futuro irá se tornar tão fácil e tão seguro quanto dirigir um carro. Dreier (2003) afirma ainda que o sonho de uma máquina voadora pessoal tem ficado cada vez mais próximo da realidade.

Já existe inclusive um estudo para a criação de uma nova parte no regulamento do FAR (*Federal Aviation Regulations*) o PART 141 com o intuito de tirar proveitos dessas novas tecnologias reduzindo o custo e o tempo de treinamento com sistemas IFR (*Instrument Flight Rules - Voo por Instrumentos*) (Koks, 2001).

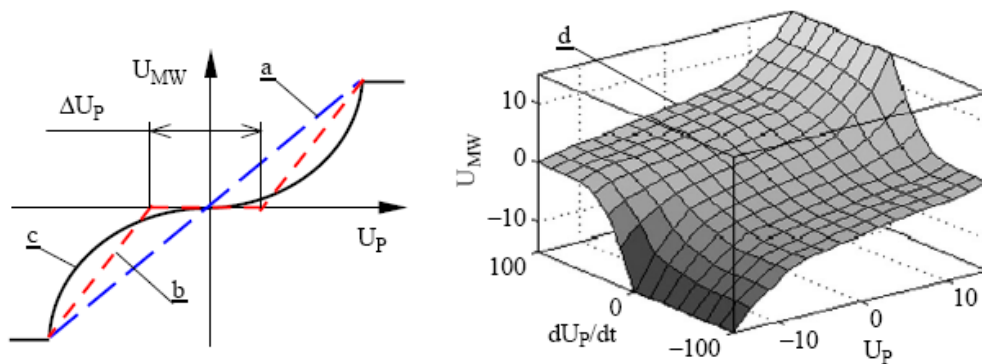
Tomczyk (2008) apresenta em seu estudo algumas formas de atuação das estratégias de assistência à pilotagem implementadas e avaliadas por ele. Na Figura 2.3 tem-se o diagrama de blocos funcional simplificado de alguns dos sistemas avaliados em (Tomczyk, 2008).



**Figura 2.3 – Esquema de blocos simplificado do sistema de controle – adaptado de (Tomczyk, 2008)**

Na Figura 2.4 apresenta-se alguns exemplos de filtro de forma utilizados na implementação do sistema apresentado na Figura 2.3. O comando de entrada do piloto é então aplicado a um sistema dinâmico (Filtro de Forma) que determina uma saída ( $u_{MW}$ ) aplicada aos atuadores, que promovem a deflexão  $\delta$  das superfícies de controle na aeronave.

São mostrados, na Figura 2.4 três exemplos de funções relacionando a entrada do controlador com a sua saída, e ainda uma superfície de ajuste, onde a saída depende da função de entrada e de sua derivada.



**Figura 2.4 – Filtros de forma implementados**



Já a Figura 2.5 apresenta um segundo tipo de sistema de controle avaliado por (Tomczyk, 2008), com a implementação de um controlador PID modificado. Neste caso o comando do piloto passa por um controlador PID modificado que determina a variável  $u_{MW}$  responsável por comandar o atuador. Existe ainda uma realimentação no controlador.

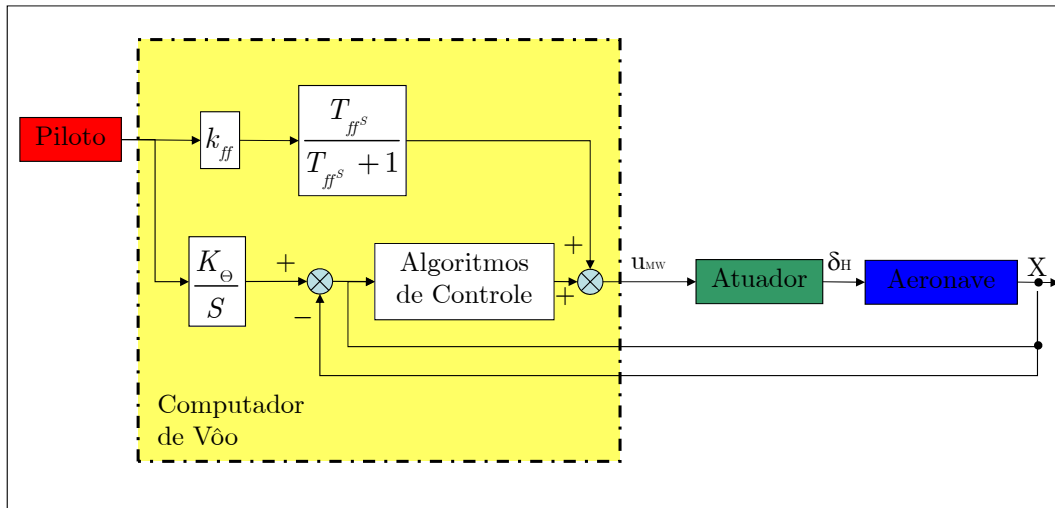


Figura 2.5 – Sistema de controle com função de transferência

## 2.3 FERRAMENTAS A SEREM UTILIZADAS NESTE TRABALHO

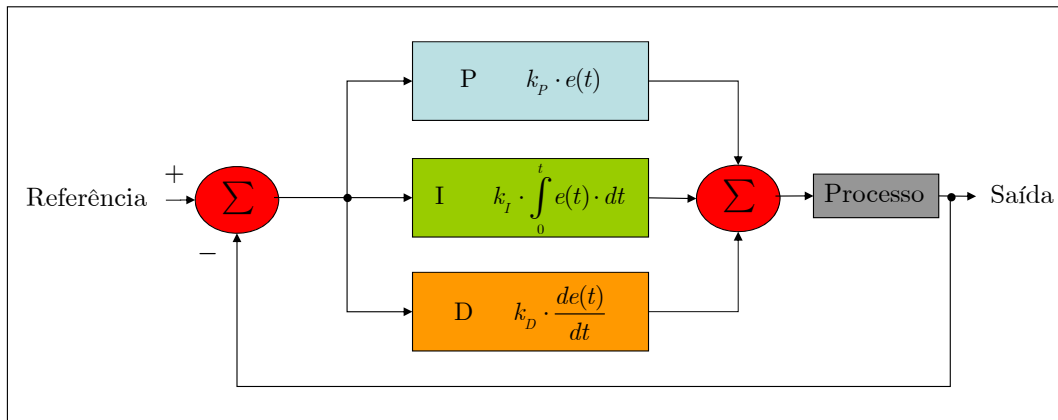
A seguir apresenta-se a revisão de algumas técnicas a serem utilizadas no decorrer deste trabalho, a saber:

- ◇ Controladores PID;
- ◇ Algoritmo de Nelder-Mead;
- ◇ Escala de Cooper-Harper;

---

### 2.3.1 CONTROLADORES PID

De acordo com Moreira (1993), os controladores PID têm a grande vantagem do seu princípio de funcionamento ser intuitivo e de fácil compreensão. Em qualquer sistema realimentado existe uma comparação entre um valor desejado para a saída do processo (referência) e o valor atual em que se encontra essa mesma saída (sinal a controlar). A diferença entre esses dois valores será o erro, competindo ao controlador processá-lo de forma a encontrar o sinal de comando adequado, cabendo controlar o processo. No caso do controlador PID, o sinal de controle contém três parcelas proporcionais (ganhos) respectivamente ao erro, a integral do erro, e à derivada do erro. A Figura 2.6 apresenta um esquema típico de um controlador PID.



**Figura 2.6 – Controlador PID**

Para se mensurar a qualidade do controlador em função dos ajustes dos seus ganhos, existem parâmetros a serem observados que se relacionam diretamente com a resposta do sistema de controle em malha fechada para uma entrada degrau estacionária. Segundo Ogata (2006), na prática, antes de atingir o regime permanente, a resposta transitória de um sistema de controle apresenta, freqüentemente, oscilações amortecidas. Na especificação das características das respostas transitórias de um sistema controlado a uma entrada em degrau unitário, é comum se especificar os seguintes índices de desempenho (Figura 2.7):

1 – Tempo de Atraso,  $t_d$ : trata-se do tempo requerido para que a resposta alcance metade de seu valor final pela primeira vez.

---

2 – Tempo de Subida,  $t_r$ : é o tempo requerido para que a resposta passe de 10% a 90%, ou de 5% a 95%, ou de 0% a 100% do valor final. Para sistemas subamortecidos, o tempo de subida de 0% a 100% é normalmente utilizado. Para os sistemas superamortecidos, o tempo de subida de 10% a 90% é o mais comumente utilizado.

3 – Tempo de Pico,  $t_p$ : é o tempo para que a resposta atinja o primeiro pico de sobre-sinal.

4 – Máximo sobre-sinal (em porcentagem do valor final),  $M_p$ : é o valor máximo de pico da curva de resposta, medido a partir da unidade.

5 – Tempo de acomodação,  $t_s$ : é o tempo necessário para que a curva de resposta em malha fechada alcance valores em uma faixa (usualmente de 2% ou 5%) em torno do valor final, aí permanecendo indefinidamente. Pode-se determinar que porcentagem deve ser utilizada no critério de erro a partir dos objetivos do projeto do sistema em questão.

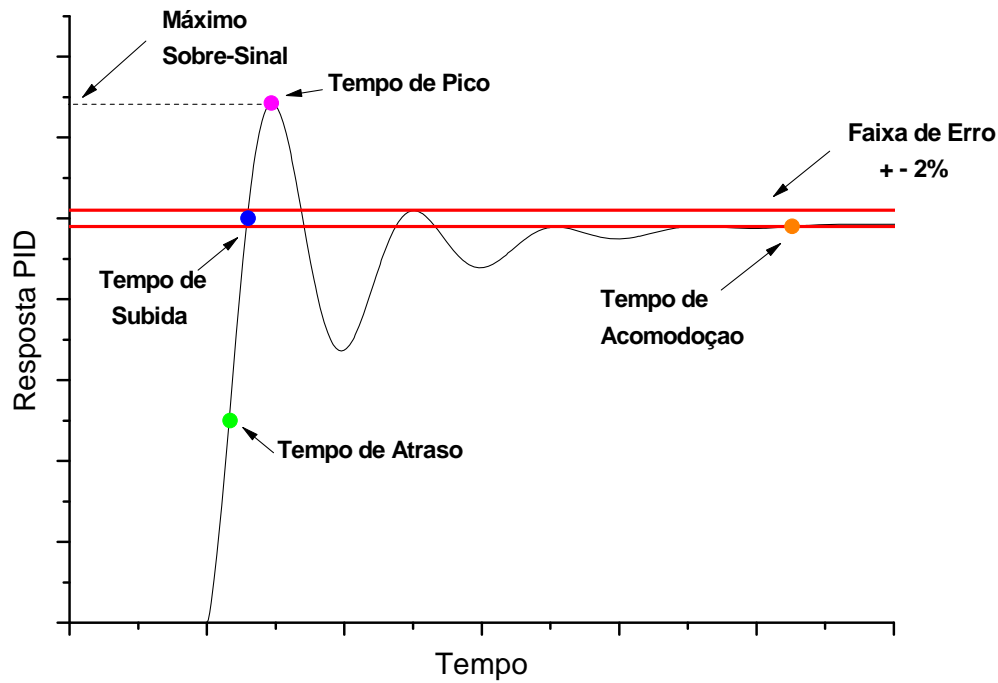


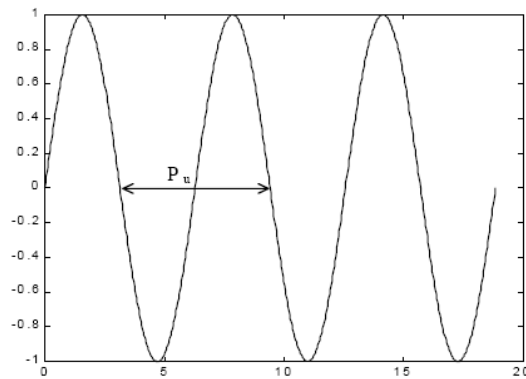
Figura 2.7 – Curva de Resposta do Controlador PID

---

### 2.3.1.1 AJUSTES DOS GANHOS DO CONTROLADOR PID

Para a seleção e determinação dos valores iniciais de ganhos utilizados em um controlador PID, (Lourenço, 1997) propõe o método da sensibilidade limite, ou método de Ziegler Nichols de Malha Fechada que segue os quatro passos apresentados a seguir:

- 1 – Reduzir o valor dos ganhos integral e derivativo ao seu efeito mínimo (zero);
- 2 – Iniciar o processo com ganho proporcional reduzido;
- 3 – Aumentar o valor do ganho proporcional até que a variável controlada (saída do sistema) apresente uma oscilação com amplitude constante semelhante a Figura 2.8. Anotar o valor do ganho  $G_u$  e o período de oscilação do sistema  $P_u$ .



**Figura 2.8 – Resposta Oscilatória do PID**

- 4 - Ajustar os ganhos do controlador PID de acordo com a Tabela 2-1.

---

**Tabela 2-1 – Ajustes dos Ganhos do Controlador PID – Método da  
Sensibilidade Limite**

Ganho Proporcional $K_p$	$0,6 G_u$
Ganho Integral $K_i$	$0,5 P_u$
Ganho Derivativo $K_d$	$0,125 P_u$

### 2.3.2 O ALGORITMO DE NELDER-MEAD

O algoritmo de Nelder-Mead, desenvolvido por J. A. Nelder e R. Mead em 1962, consiste em um método para a busca de um mínimo local de uma função de múltiplas variáveis reais  $f(x)$  para  $x \in \mathfrak{R}^n$ . Dada uma função com  $n$  variáveis, o método consiste em encontrar o valor da função em  $(n+1)$  vértices, formando um poliedro que possui esses vértices. Logo em seguida, toma-se o vértice de maior valor que é substituído por um novo vértice (Nelder, 1965). O método é capaz de minimizar funções não lineares de valores reais, usando apenas os valores da função, sem necessidade de informação da derivada da função.

### 2.3.3 A ESCALA DE COOPER-HARPER

A escala de Cooper-Harper é uma classificação numérica das características de pilotagem de uma aeronave, à medida que elas afetam a viabilidade dos pilotos realizarem uma tarefa específica. Foi proposta por George E. Cooper em 1961 (Abzug, 2002). O piloto deve responder a uma seqüência progressiva de questões e classificar as qualidades de vôo da aeronave em uma das quatro categorias previstas. Um aprimoramento da classificação, dentro de uma dada categoria, nos induz a uma valor numérico. (Neto, 1997).

Um benefício significativo da ferramenta de avaliação de Cooper-Harper é prover uma escala padronizada que pode ser usada para comparar a controlabilidade das aeronaves. Um

---

benefício adicional da avaliação de Copper-Harper é ajudar os pilotos de teste a determinarem os problemas específicos na qualidade de voo (Cummings, 2006).

A Figura 2.9 (Harper, 1986) apresenta a escala de Cooper-Harper. Ela consiste em um fluxograma no qual o piloto deve responder uma série de questões seguindo uma seqüência, de acordo com a resposta de cada questão. Com isso define-se uma nota para a controlabilidade da aeronave testada, nota essa com um valor entre um a dez, sendo que quanto menor a nota, melhor a qualidade da aeronave.

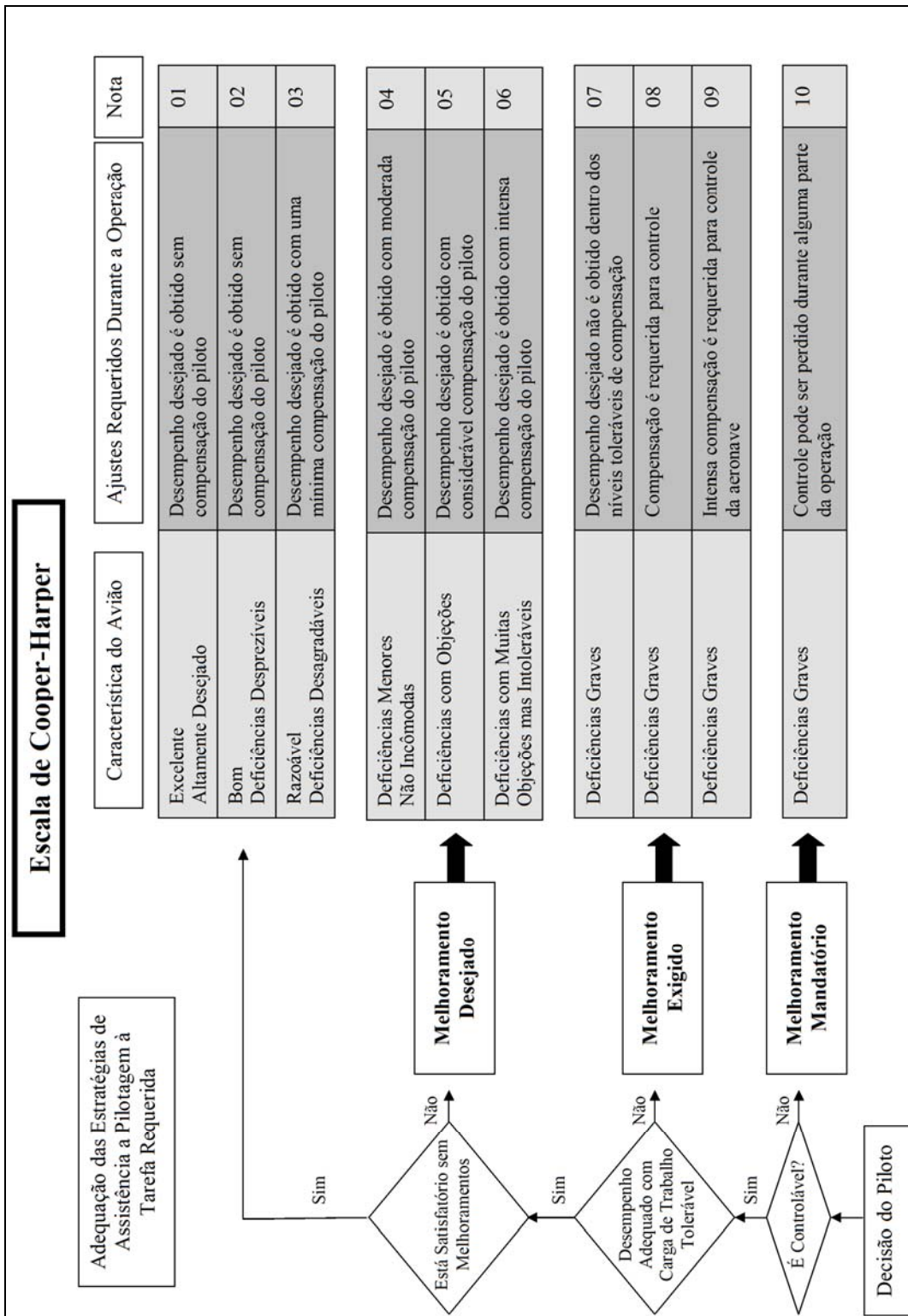


Figura 2.9 – Escala de Cooper-Harper – Adaptado de Harper (1986)

---

# 3 MODELO DINÂMICO DA AERONAVE

## 3.1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo será apresentada a formulação do modelo dinâmico da aeronave utilizada no simulador desenvolvido. Escolheu-se a aeronave CB-10 Triathlon, projetada pelo Prof. Cláudio Barros, para esse fim. A escolha dessa aeronave se deu pelo fato de se conhecer as suas características aerodinâmicas, tendo-se extensa fonte de dados sobre a mesma, sobretudo as polares e derivadas aerodinâmicas. Outro fator relevante é que um protótipo da mesma encontra-se em construção no Centro de Estudos Aeronáuticos, no qual, futuramente, testes na área de pilotagem assistida poderão ser realizados.

Baseado em (Oliveira, 2004), as equações de movimento são apresentadas. No modelo proposto os principais aspectos considerados são:

- ◇ Amortecimento da cauda no movimento de arfagem;
- ◇ Variação da densidade do ar com a altitude;
- ◇ Presença de correntes atmosféricas verticais e horizontais;
- ◇ Não-linearidade da curva  $C_L \times \alpha$  nas proximidades do ângulo de estol;

## 3.2 EQUAÇÕES DE MOVIMENTO

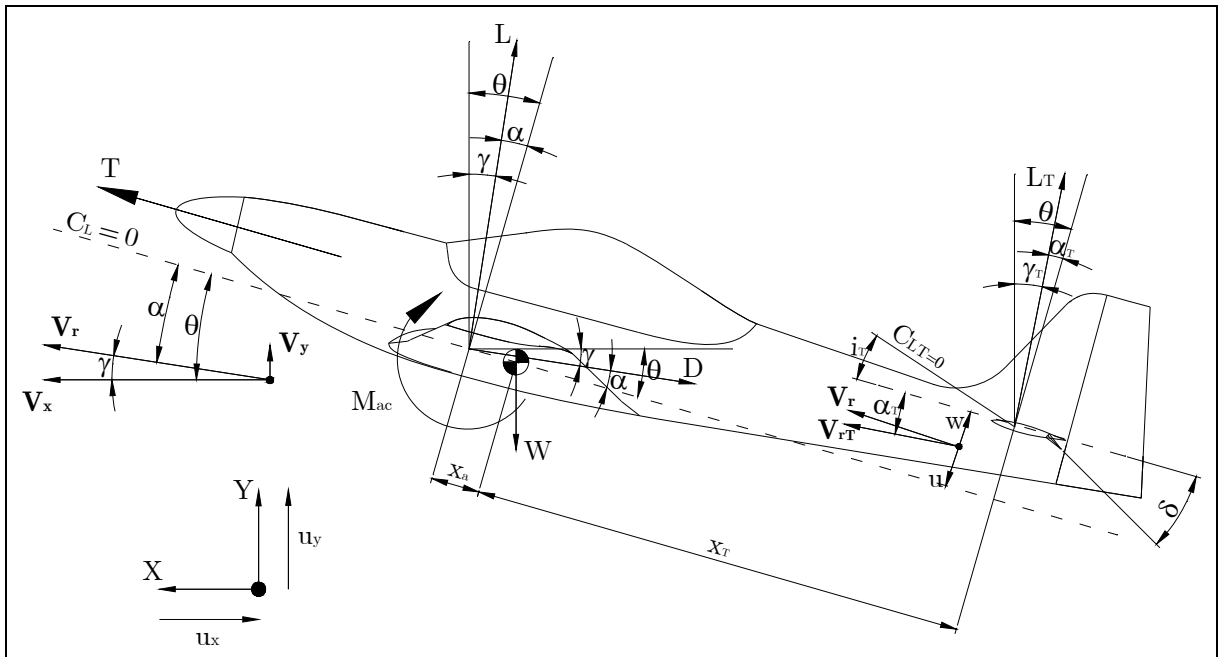
Na Figura 3.1 apresenta-se o diagrama de corpo livre da aeronave durante o vôo, onde:

- L – Força de sustentação do conjunto asa-fuselagem.
- D – Força de arrasto do conjunto asa-fuselagem.



- 
- $M_{ac}$  – Momento aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem no centro aerodinâmico da aeronave.
  - $L_T$  – Força de sustentação na empenagem horizontal.
  - $T$  – Tração da aeronave.
  - $W$  – Peso da aeronave.
  - $V_R$  – Velocidade resultante da aeronave em relação ao vento.
  - $V_{RT}$  – Velocidade resultante na empenagem horizontal em relação ao vento.
  - $u$  – Velocidade induzida na empenagem horizontal devido ao rolamento da aeronave.
  - $w$  – Velocidade induzida na empenagem horizontal devido ao *down-wash*.
  - $u_x$  – Correntes atmosféricas na direção horizontal, x (vento de proa).
  - $u_y$  – Correntes atmosféricas na direção vertical, y (ascendentes).
  - $\theta$  – Ângulo entre o referencial x (horizonte) e a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem (ângulo de arfagem).
  - $\alpha$  – Ângulo entre a velocidade resultante da aeronave e a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem (ângulo de ataque).
  - $\alpha_T$  – Ângulo entre a velocidade resultante na empenagem horizontal e a linha de sustentação nula da empenagem horizontal (ângulo de ataque da empenagem horizontal).
  - $\gamma$  – Ângulo entre a velocidade da aeronave na direção y e a velocidade na direção x. (ângulo de velocidades).

- $\gamma_T$  – Ângulo entre as velocidades resultantes na direção y na empenagem horizontal e a velocidade resultante na direção x na empenagem horizontal.
- $x_a$  – Distância entre o centro aerodinâmico do conjunto asa-fuselagem (CA) e o centro de gravidade da aeronave (CG).
- $x_T$  – Distância entre o centro aerodinâmico da empenagem horizontal e o centro de gravidade da aeronave (CG).
- $i_T$  – Ângulo entre as linhas de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem e da empenagem horizontal, (incidência da empenagem horizontal).
- $\delta$  – Ângulo de deflexão do profundor.



**Figura 3.1 – Diagrama de Forças**

As principais considerações adotadas no diagrama são as seguintes:

- ◊ Presença de correntes atmosféricas horizontais e verticais, que podem ser variáveis ao longo do tempo/espço.

- 
- ◇ Considera-se a força de sustentação ( $L$ ) do conjunto asa-fuselagem agrupada e aplicada no centro aerodinâmico da aeronave.
  - ◇ A força de arrasto ( $D$ ) do conjunto asa-fuselagem também foi considerada agrupada e aplicada no centro aerodinâmico da aeronave.
  - ◇ A sustentação da empenagem horizontal ( $L_T$ ) é considerada separada e aplicada no centro aerodinâmico da empenagem horizontal, sendo a variação desta força responsável pelo controle do movimento de arfagem da aeronave.
  - ◇ O momento aerodinâmico e o arrasto da empenagem horizontal foram desprezados
  - ◇ O centro de gravidade da aeronave foi considerado sobre a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem, dessa forma as projeções horizontais das forças não provocam momento no centro de gravidade. Da mesma forma o momento devido a projeção horizontal sobre a linha de sustentação nula da tração e da força de sustentação da empenagem horizontal foram desprezados.

Para o cálculo das equações de movimento adota-se um referencial inercial, que se localiza fixo no nível médio do mar (SL – *Sea Level*). O eixo  $x$  é colocado apontando na horizontal para frente, na mesma posição do centro de gravidade da aeronave, e o eixo  $y$  na vertical apontando para cima. Portanto  $x$  denota o espaço percorrido horizontalmente pela aeronave a partir do instante inicial, e  $y$  denota a altitude da aeronave, em qualquer instante de tempo.

Adotando-se esse referencial inercial pode-se aplicar a Segunda Lei de Newton para escrever as equações de movimento da aeronave, sendo  $m$  a massa da aeronave e  $J$  o seu momento de inércia de arfagem, tem-se:

Na direção horizontal:

$$\sum F_x = ma_x \Rightarrow m\ddot{x} = -L \cdot \sin \gamma - D \cdot \cos \gamma - L_t \cdot \sin \gamma_t + T_{(p_p)} \cdot \cos \theta \quad (3.1)$$

---

Semelhantemente, na direção vertical tem-se

$$\sum F_y = ma_y \Rightarrow m\ddot{y} = L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma + L_t \cdot \cos \gamma_t + T_{(Pp)} \cdot \sin \theta - W \quad (3.2)$$

E em relação ao movimento de arfagem, pode-se escrever:

$$\sum M = J\ddot{\theta} \Rightarrow J\ddot{\theta} = L \cdot x_a \cdot \cos \alpha + D \cdot x_a \cdot \sin \alpha - L_t \cdot x_t \cdot \cos \alpha_t + M_{ac} \quad (3.3)$$

Entretanto é conveniente escrever as equações de estado do modelo. Considerando que o modelo possui três graus de liberdade, a saber: i) deslocamento em x; ii) deslocamento em y; iii) rotação no plano x, y;

Para um sistema com três graus de liberdade têm-se seis equações, com seis variáveis de estado:

$$\begin{aligned} x_1 &= x \\ x_2 &= y \\ x_3 &= \theta \\ x_4 &= \dot{x} = V_x \\ x_5 &= \dot{y} = V_y \\ x_6 &= \dot{\theta} = V_\theta = q \end{aligned} \quad (3.4)$$

Assim, as equações de movimento da aeronave no espaço de estados serão:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_4 \\ \dot{x}_2 &= x_5 \\ \dot{x}_3 &= x_6 \\ \dot{x}_4 &= \frac{1}{m} \left[ -L \cdot \sin \gamma - D \cdot \cos \gamma - L_T \cdot \sin \gamma_t + T_{(Pp)} \cdot \cos \theta \right] \\ \dot{x}_5 &= \frac{1}{m} \left[ L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma + L_T \cdot \cos \gamma_t + T_{(Pp)} \cdot \sin \theta - W \right] \\ \dot{x}_6 &= \frac{1}{J} \left[ L \cdot x_A \cdot \cos \alpha + D \cdot x_A \cdot \sin \alpha - L_T \cdot x_T \cdot \cos \alpha_T + M \right] \end{aligned} \quad (3.5)$$

A Equação (3.5) apresenta as seis equações de estado que descrevem o movimento longitudinal. As variáveis do lado esquerdo da Equação (3.5) são calculadas de acordo com as considerações que se seguem.

---

### 3.2.1 CONJUNTO ASA-FUSELAGEM

A velocidade resultante da aeronave (aerodinâmica) pode ser calculada através da soma vetorial das velocidades aerodinâmicas horizontais e verticais dadas pela soma das velocidade da aeronave em relação ao solo com a velocidade das correntes de ar:

$$|V_R| = \sqrt{(V_x + u_x)^2 + (V_y - u_y)^2} \quad (3.6)$$

O ângulo gama  $\gamma$ , entre a velocidade horizontal e vertical, e suas relações trigonométricas correspondentes, pode ser escritos por:

$$\gamma = \arctg \left[ \frac{(V_y - u_y)}{(V_x + u_x)} \right] \quad (3.7)$$

$$\sin \gamma = \frac{(V_y - u_y)}{V_R} \quad (3.8)$$

$$\cos \gamma = \frac{(V_x + u_x)}{V_R} \quad (3.9)$$

O ângulo de ataque  $\alpha$  em relação à linha se sustentação nula do conjunto asa-fuselagem pode ser determinado da seguinte forma:

$$\theta = \alpha + \gamma \quad (3.10)$$

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (3.11)$$

As forças de sustentação, arrasto e o momento de arfagem, são calculados respectivamente por:

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(y)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot C_{L(\alpha)} \quad (3.12)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(y)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot C_{D(\alpha, P_r)} \quad (3.13)$$

---


$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(y)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot \bar{c} \cdot C_{M(\alpha)} \quad (3.14)$$

Onde  $\rho$  denota a densidade do ar, que deve ser calculada em função da altitude  $y$  da aeronave,  $S_w$  representa a área de referência, no caso a área em planta da asa,  $\bar{c}$  a corda média aerodinâmica da asa,  $C_L$ ,  $C_D$ , e  $C_M$  são os coeficientes de sustentação, arrasto e de momento, respectivamente. Esses coeficientes são determinados em função do ângulo de ataque  $\alpha$  da aeronave, a partir da polar e das derivadas aerodinâmicas da aeronave. Segundo (Oliveira, 2004), é importante que a determinação destes coeficientes seja feita a partir do ângulo de ataque da aeronave para que esta informação seja válida para qualquer que seja a condição de aceleração que a aeronave esteja experimentando. A utilização da polar de velocidades da aeronave para a obtenção destes valores introduz erros graves ao problema, uma vez que a determinação desta polar parte do pressuposto que a aeronave está voando com fator de carga igual a um, ou seja, sem aceleração vertical (além da aceleração da gravidade), não sendo válida, portanto, para outras condições de voo.

Nota-se que o coeficiente de arrasto  $C_{D(\alpha, P_p)}$  é a soma da polar de arrasto da aeronave com um termo, função da posição da manete de potência, que neste trabalho representa a atuação de um freio aerodinâmico. Por simplificação a atuação de um freio aerodinâmico será considerada apenas como um acréscimo no coeficiente de arrasto da aeronave, acréscimo esse diretamente proporcional a posição da manete de potência. Sendo que o freio aerodinâmico é então automaticamente atuado para posições recuadas da manete de potência.

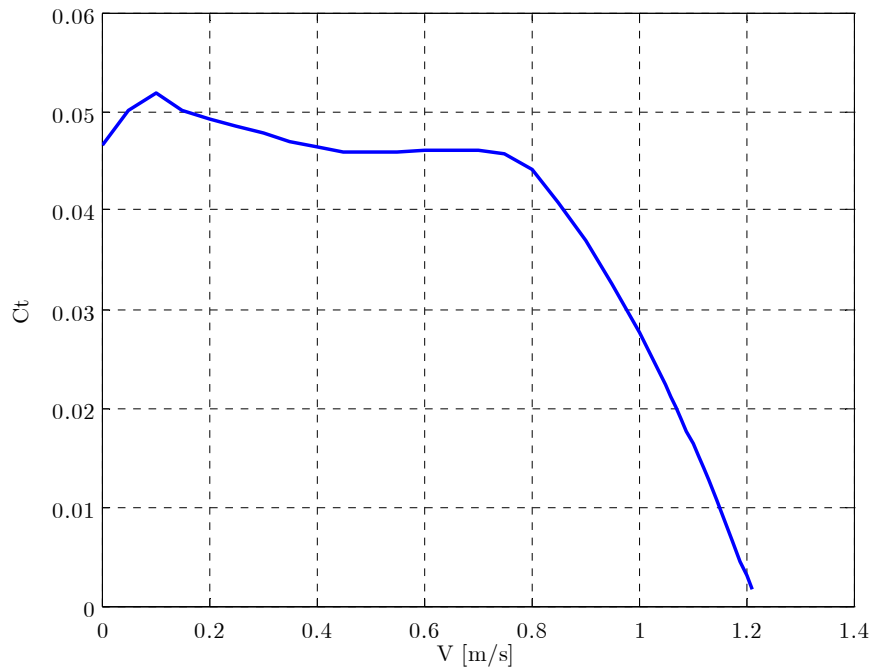
A força de tração pode ser calculada por (Hartman, 1938):

$$T = C_t \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (3.15)$$

onde  $n$  denota a rotação da hélice em rotações por segundo,  $D$  o diâmetro da hélice em metros, e  $C_t$  o coeficiente de tração da hélice.

---

Para se definir o coeficiente de tração da hélice, deve-se conhecer as características aerodinâmicas da mesma e suas condições de operação. Para uma hélice de passo fixo (como é o caso deste trabalho) inicialmente toma-se a curva de coeficiente de potência da hélice e a curva de potência disponível no eixo do motor (BSHP). As Figura 3.2 e Figura 3.3 apresentam, respectivamente, essas curvas para a hélice da aeronave CB-10 Triathlon e para o motor Lycoming O-235.



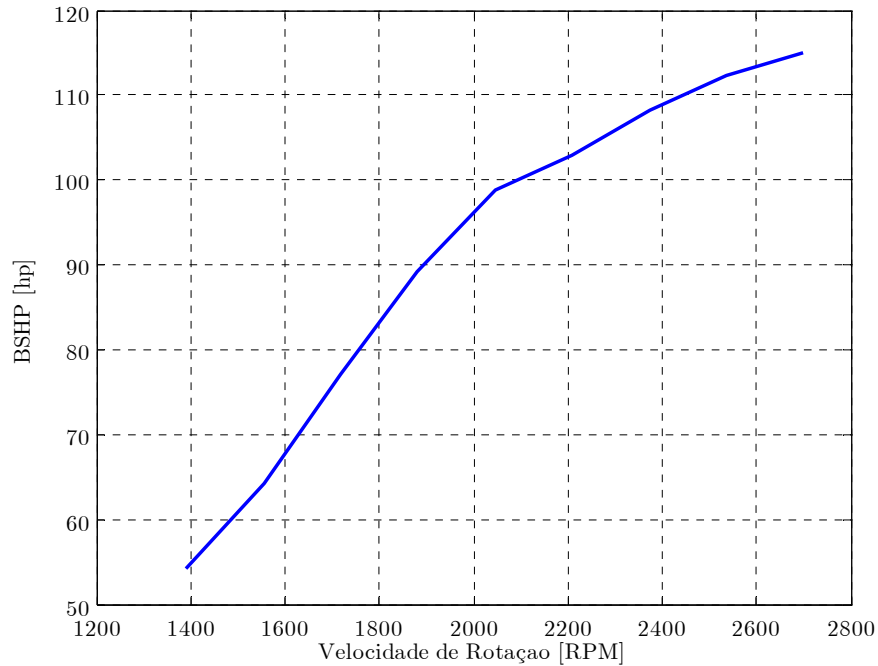
**Figura 3.2 – Coeficiente de Potência da Hélice**

A determinação da curva de coeficiente de potência da hélice é uma tarefa típica da aerodinâmica de asas rotativas e não será descrita nesse trabalho.

O fator  $J$ , chamado de razão de avanço da hélice, pode ser calculado como:

$$J = \frac{V}{n \cdot D} \quad (3.16)$$

onde,  $V$  denota a velocidade da aeronave em metros por segundo,  $n$  a rotação da hélice em rotações por segundo e  $D$  o diâmetro da hélice em metros.



**Figura 3.3 – Potência Disponível no Eixo do Motor [BHSP]**

Conhecendo-se então as duas curvas de potência disponível e de coeficiente de potência da hélice, e dada uma condição de velocidade da aeronave e uma porcentagem de potência fornecida<sup>1</sup>, a velocidade de rotação do motor/hélice deve ser tal que satisfaça a condição:

$$\text{Potência requerida pela hélice} = \text{Potência fornecida pelo motor} \quad (3.17)$$

A potência requerida pela hélice pode ser calculada por (Hartman, 1938):

$$P_{req} = C_p \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \quad (3.18)$$

e a potência disponível do motor pode ser calculada de forma simplificada da seguinte maneira:

$$P_{dis} = BSHP \cdot P_p \quad (3.19)$$

---

<sup>1</sup> Neste trabalho a porcentagem de potência será tratada como a porcentagem de abertura da manete de potência.



---

sendo BSHP a potência do motor a uma dada rotação e  $Pp$  a porcentagem de potência.

Nas Equações (3.18) e (3.19), tem-se as variáveis  $C_p$  e  $BSHP$  que são função da rotação da hélice, portanto deve-se encontrar a condição de velocidade e rotação que satisfaça:

$$C_p(n) \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 = BSHP(n) \cdot Pp \quad (3.20)$$

Fazendo uso de um algoritmo de otimização, pode-se encontrar o valor de rotação que minimize a seguinte função de penalidade:

$$F = \left[ BSHP(n) \cdot Pp - C_p(n) \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \right]^2 \quad (3.21)$$

Esse valor de rotação encontrado pode assumir duas condições:

$$\begin{aligned} n &< n_{\max} \\ \text{ou} \\ n &> n_{\max} \end{aligned}$$

onde  $n_{\max}$  denota o valor máximo de rotação admissível para o motor.

Quando ocorre o primeiro caso, esse valor de rotação é aquele que satisfaz a condição de equilíbrio entre a hélice e o motor. Quando ocorre o segundo caso, deve-se então reduzir a porcentagem de potência do motor até que a rotação de equilíbrio seja igual a rotação máxima admissível pelo motor. Neste caso deve-se obter o valor de porcentagem de potência que satisfaça a seguinte igualdade:

$$C_p(n_{\max}) \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 = BSHP(n_{\max}) \cdot Pp \quad (3.22)$$

Novamente faz-se uso de um algoritmo de otimização para encontrar o valor de porcentagem de potência que minimize a seguinte função de penalidade:

$$F = \left[ BSHP(n_{\max}) \cdot Pp - C_p(n_{\max}) \cdot \rho \cdot n^3 \cdot D^5 \right]^2 \quad (3.23)$$

Com o procedimento descrito, pode-se então construir uma tabela que relaciona velocidade ( $V$ ), porcentagem de Potência ( $P_p$ ) e rotação do motor ( $n$ ) (Figura 3.4). Calculando a razão de avanço para cada condição, obtém-se então o coeficiente de tração  $C_t$  da hélice (Figura 3.5).

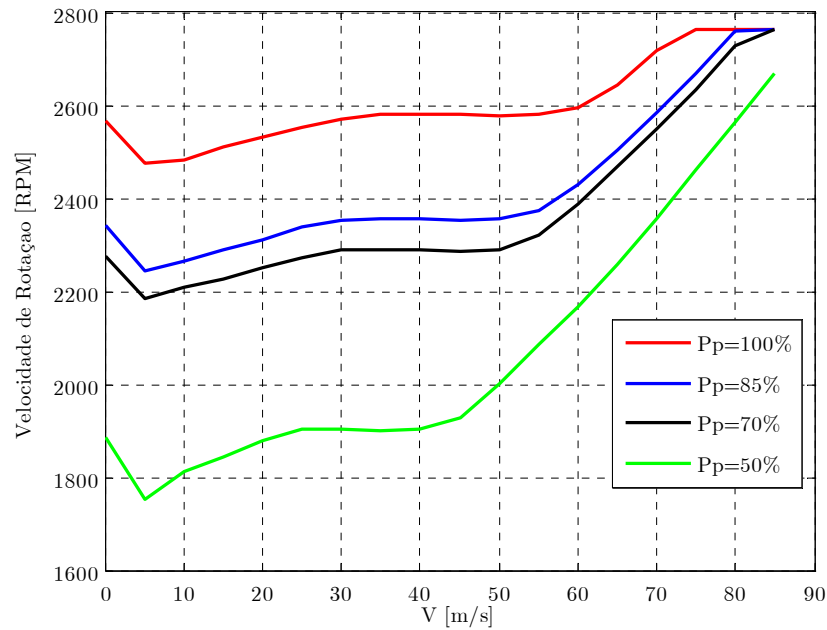


Figura 3.4 – Curva de Rotação da Hélice

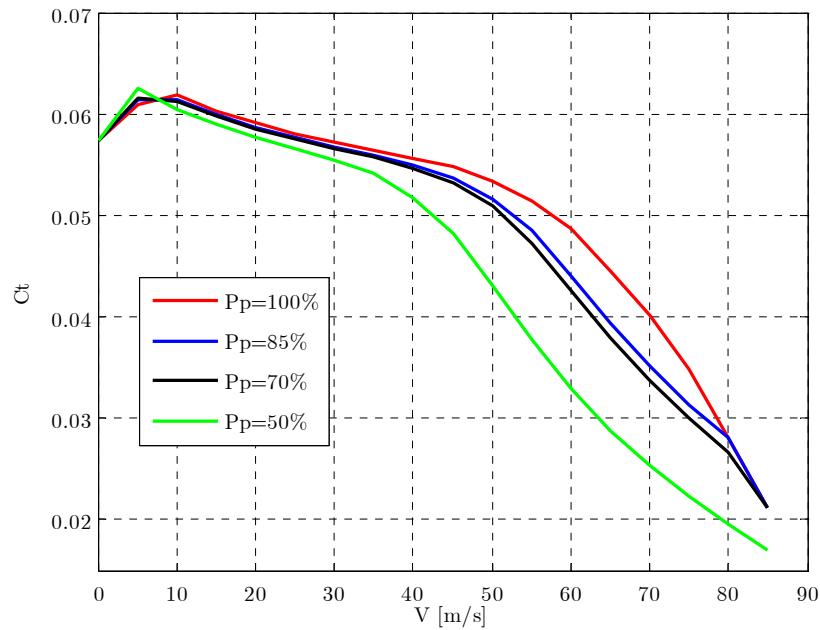


Figura 3.5 – Curva de Coeficiente de Tração da Hélice

### 3.2.2 EMPENAGEM HORIZONTAL

O ângulo de ataque da empenagem horizontal deve ser determinado levando-se em conta, além da velocidade aerodinâmica da aeronave, mais duas velocidades, sendo a velocidade  $u$  induzida pelo movimento de arfagem da aeronave e uma segunda  $w$  induzida pelo efeito de *down-wash* da asa na empenagem horizontal (Oliveira, 2004). Na Figura 3.6, apresenta-se a distribuição de velocidades na empenagem horizontal.

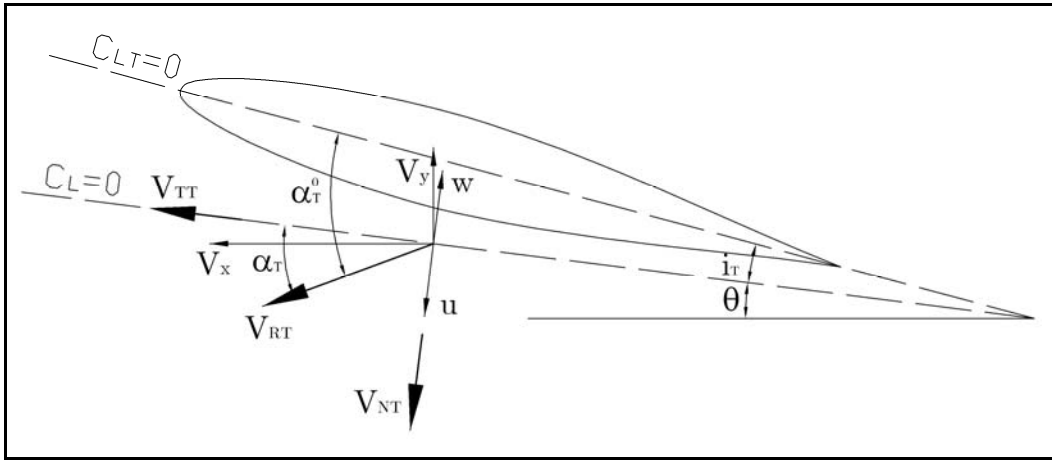


Figura 3.6 – Componentes de Velocidade na Empenagem Horizontal

Sendo  $V_{TT}$  e  $V_{NT}$  as velocidades resultantes, tangente e normal a linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem respectivamente, pode-se escrever:

$$|V_{RT}| = \sqrt{V_{TT}^2 + V_{NT}^2} \quad (3.24)$$

onde  $V_{TT}$  e  $V_{NT}$  podem ser determinados da seguinte forma:

$$V_{TT} = (V_x + u_x) \cos \theta + (V_y - u_y) \sin \theta \quad (3.25)$$

$$V_{NT} = (V_x + u_x) \sin \theta - (V_y - u_y) \cos \theta + u - w \quad (3.26)$$

Substituindo-se as Equações (3.25) e (3.26), na Equação (3.24), tem-se:

---


$$V_{RT} = \sqrt{\left[ (V_x + u_x) \cos \theta + (V_y - u_y) \sin \theta \right]^2 + \left[ (V_x + u_x) \sin \theta - (V_y - u_y) \cos \theta + u - w \right]^2} \quad (3.27)$$

Que fornece:

$$V_{RT} = \sqrt{\begin{aligned} & (V_x + u_x)^2 \cos^2 \theta + 2 \cdot [(V_x + u_x) \cos \theta + (V_y - u_y) \sin \theta] + (V_y - u_y)^2 \sin^2 \theta + \\ & (V_x + u_x)^2 \sin^2 \theta - 2 \cdot [(V_x + u_x) \sin \theta + (V_y - u_y) \cos \theta] + (V_y - u_y)^2 \cos^2 \theta + \\ & 2 \cdot [(V_x + u_x) \sin \theta - (V_y - u_y) \cos \theta] \cdot [u - w] + [u - w]^2 \end{aligned}} \quad (3.28)$$

Finalmente:

$$V_{RT} = \sqrt{\begin{aligned} & (V_x + u_x)^2 + (V_y - u_y)^2 + \\ & [-2(V_x + u_x) \operatorname{sen} \theta + 2(V_y - u_y) \operatorname{sen} \theta + u - w](u - w) \end{aligned}} \quad (3.29)$$

A velocidade induzida pelo movimento de arfagem da aeronave pode se escrita por

$$u = \dot{\theta} \cdot x_i \quad (3.30)$$

onde  $\dot{\theta}$ , representa a velocidade de arfagem da aeronave.

Para determinação da velocidade induzida pelo *down-wash* da asa, deve-se calcular o ângulo de *down-wash* da mesma, que pode ser determinado de acordo com a Equação (3.31).

$$\varepsilon = \alpha \cdot \left. \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right|_0 = \operatorname{arctg} \frac{\omega}{V_R} \quad (3.31)$$

A velocidade induzida pelo *down-wash* pode então ser definida da seguinte maneira:

$$\omega \approx \varepsilon \cdot V_R = \alpha \cdot \left. \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right|_0 \cdot V_R \quad (3.32)$$

O ângulo de ataque  $\alpha$  da empenagem horizontal em relação à linha de sustentação nula do conjunto asa-fuselagem e suas relações trigonométricas podem ser calculados por:

---


$$\alpha_T = \text{atg} \left( \frac{V_{NT}}{V_{TT}} \right) \quad (3.33)$$

$$\text{sen}(\alpha_T) = \frac{V_{NT}}{V_{RT}} \quad (3.34)$$

$$\text{cos}(\alpha_T) = \frac{V_{TT}}{V_{RT}} \quad (3.35)$$

E o ângulo entre as velocidades vertical e horizontal resultantes na empenagem horizontal pode ser calculado por:

$$\gamma_T = \theta - \alpha_T \quad (3.36)$$

O ângulo de ataque da empenagem horizontal em relação a sua linha de sustentação nula é determinado por

$$\alpha_T^0 = \alpha_T + i_T \quad (3.37)$$

onde  $i_T$  denota o ângulo de incidência da empenagem horizontal.

A força de sustentação na empenagem horizontal é determinada por:

$$L_T = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(y)} \cdot V_{RT}^2 \cdot S_h \cdot C_{LT(\alpha_T^0, \delta)} \quad (3.38)$$

onde  $S_h$  denota a área da empenagem horizontal, e  $C_{LT}$  o coeficiente de sustentação da empenagem horizontal, que é função do ângulo de ataque da empenagem horizontal  $\alpha_T^0$  e da deflexão do profundor  $\delta$  (Barros, 2001).

$$C_{LT} = \alpha_T^0 \cdot a_1 + \delta \cdot a_2 \quad (3.39)$$

onde  $a_1$  denota a inclinação local da curva de coeficiente de sustentação da empenagem horizontal. Considerando-se que a empenagem horizontal não deve trabalhar fora da região linear (estol), pode-se então considerar apenas a parte linear da curva, portanto.

---


$$a_1 = \frac{dC_{LT}}{d\alpha_T^0} \quad (3.40)$$

Já  $a_2$  denota a variação no coeficiente de sustentação da empenagem horizontal devido a deflexão do profundor:

$$a_2 = \frac{dC_{LT}}{d\delta} \quad (3.41)$$

### 3.3 MODELO DINÂMICO

O modelo dinâmico do movimento longitudinal representado em equações de estado pode ser finalmente escrito como:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_4 \\ \dot{x}_2 &= x_5 \\ \dot{x}_3 &= x_6 \\ \dot{x}_4 &= \frac{1}{m} \left[ -L \cdot \sin \gamma - D \cdot \cos \gamma - L_T \cdot \sin \gamma_t + T_{(pp)} \cdot \cos \theta \right] \\ \dot{x}_5 &= \frac{1}{m} \left[ L \cdot \cos \gamma - D \cdot \sin \gamma + L_T \cdot \cos \gamma_t + T_{(pp)} \cdot \sin \theta - W \right] \\ \dot{x}_6 &= \frac{1}{J} \left[ L \cdot x_A \cdot \cos \alpha + D \cdot x_A \cdot \sin \alpha - L_T \cdot x_T \cdot \cos \alpha_T + M \right] \end{aligned} \quad (3.42)$$

Onde os termos do lado direito das equações são descritos a seguir

$$L = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(x_2)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot C_{L(\alpha)} \quad (3.43)$$

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(x_2)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot C_{D(\alpha)} \quad (3.44)$$

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho_{(x_2)} \cdot V_R^2 \cdot S_w \cdot \bar{c} \cdot C_{M(\alpha)} \quad (3.45)$$

$$T = C_t \cdot \rho \cdot n^2 \cdot D^4 \quad (3.46)$$

$$L_T = \frac{1}{2} \rho_{(x_2)} S_T C_{LT(\alpha_T; \delta)} V_{RT}^2 \quad (3.47)$$

---


$$V_R = \sqrt{(x_4 + u_x)^2 + (x_5 - u_y)^2} \quad (3.48)$$

$$\gamma = \arctg \left[ \frac{(V_y - u_y)}{(V_x + u_x)} \right] \quad (3.49)$$

$$\alpha = \theta - \gamma \quad (3.50)$$

$$V_{TT} = (x_4 + u_x) \cos x_3 + (x_5 - u_y) \sen x_3 \quad (3.51)$$

$$V_{NT} = (x_4 + u_x) \sen x_3 - (x_5 - u_y) \cos x_3 + u - w \quad (3.52)$$

$$V_{RT} = \sqrt{V_{TT}^2 + V_{NT}^2} \quad (3.53)$$

$$u = x_6 \cdot x_T \quad (3.54)$$

$$w = \alpha \frac{d\varepsilon}{d\alpha} V_R \quad (3.55)$$

$$\alpha_T = \text{atg} \left( \frac{V_{NT}}{V_{TT}} \right) \quad (3.56)$$

$$\gamma_T = x_3 - \alpha_T \quad (3.57)$$

$$C_{LT} = [(\alpha_T + i_t) \cdot a_1] + [\delta \cdot a_2] \quad (3.58)$$

No modelo de estado apresentado pode-se observar que existem duas variáveis de controle sendo uma delas a deflexão do profundor  $\delta$  (delta), relacionada à sustentação da empenagem horizontal, e a porcentagem de potência Pp aplicada ao motor.

Essas duas variáveis,  $\delta$  e Pp são, portando, as variáveis de controle utilizadas no simulador.

---

Os valores dos coeficientes aerodinâmicos e geométricos da aeronave CB-10 Triathlon foram obtidos de (Barros, 2001), onde também é apresentado o procedimento para o cálculo desses coeficientes.



---

# 4 IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL DO SIMULADOR DE VÔO

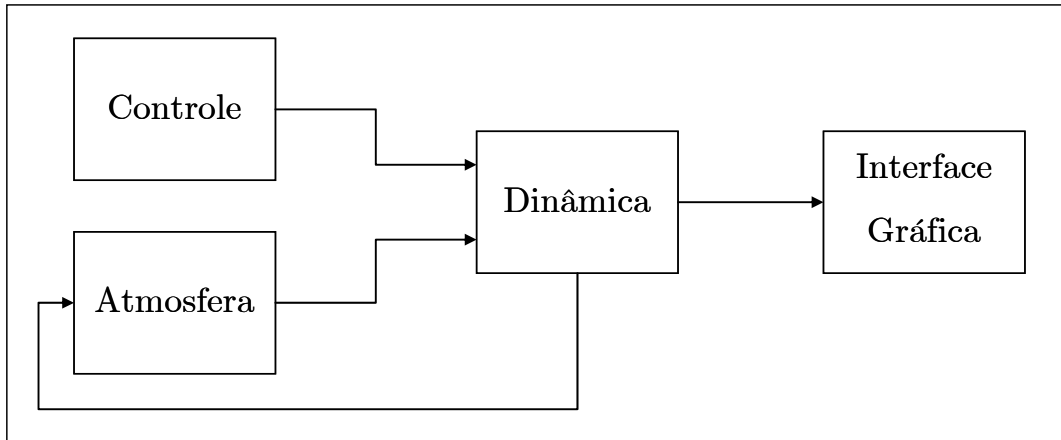
## 4.1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo é abordada a implementação do ambiente de simulação desenvolvido, baseado nas equações apresentadas no Capítulo 3. São apresentadas as principais partes do sistema e os conjuntos de equações calculadas em cada parte. O simulador desenvolvido é utilizado para os ensaios com as estratégias de assistência à pilotagem propostas, e também para os cálculos dos parâmetros de desempenho da aeronave utilizada.

## 4.2 MODELAGEM DO SIMULADOR

Para modelagem do simulador utilizou-se o software Matlab<sup>®</sup> através da interface do Simulink<sup>®</sup>. O Simulink<sup>®</sup> é uma ferramenta para modelagem, simulação e análise de sistemas dinâmicos. Sua interface primária é uma ferramenta de diagramação gráfica por blocos com bibliotecas personalizáveis.

Na Figura 4.1 apresenta-se a estrutura primária do simulador implementado, ainda sem o sistema de assistência à pilotagem. Os dados de controle e atmosfera são entradas do bloco de dinâmica, onde são resolvidas as equações de movimento da aeronave que determinam a sua atitude. Em seguida a atitude da aeronave é então apresentada em uma interface gráfica. Observa-se uma realimentação do bloco *atmosfera* devido a o fato de a densidade do ar, usando o modelo de atmosfera padrão, depender da posição da aeronave (altitude).



**Figura 4.1 – Estrutura Básica do Simulador**

A resposta do simulador pode ser apresentada na forma de gráficos, ou de uma forma mais intuitiva através da visualização de uma aeronave, (por meio de uma interface gráfica apropriada, descrita posteriormente).

A seguir serão descritos cada um dos blocos separadamente, de acordo com o desenvolvimento do modelo longitudinal dinâmico apresentado no Capítulo 3.

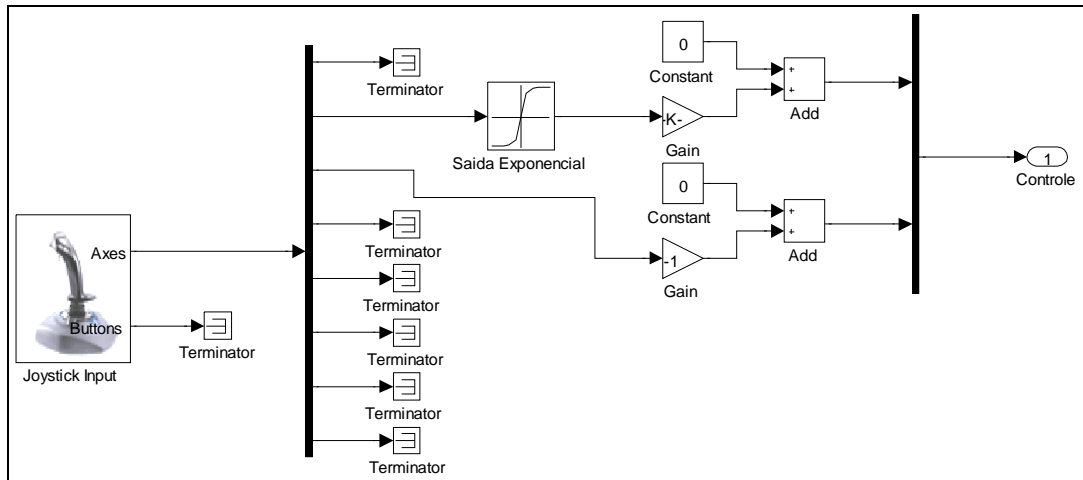
#### **4.2.1 BLOCO CONTROLE**

O bloco *Controle* possui a função de prover uma interface para um dispositivo de controle externo (no caso um joystick). Como nesse trabalho trata-se apenas do movimento longitudinal da aeronave, apenas os controles de profundor e porcentagem de potência são usados.

A leitura do joystick retorna um valor real entre -1 e 1, que deve então ser convertido em valores de atuação dos respectivos comandos, sendo:

- ◇ Profundor  $\rightarrow$  - 30 a + 30 graus.
- ◇ Porcentagem de Potência  $\rightarrow$  0 a 100 %.

Na Figura 4.2 apresenta-se o sistema de controle de tratamento do sinal implementado em ambiente Simulink®. São tratadas as saídas dois e três do joystick, deflexão do profundor e porcentagem de potência respectivamente.



**Figura 4.2 – Sistema de Controle**

Observa-se na saída do comando de profundor um ajuste exponencial. Esse ajuste se faz necessário para uma melhor sensibilidade no comando do simulador. A equação que define o ajuste exponencial de deflexão do comando ( $x$ ) para a deflexão correspondente ( $y$ ), para valores negativos e positivos de deflexão do comando, segue a seguir:

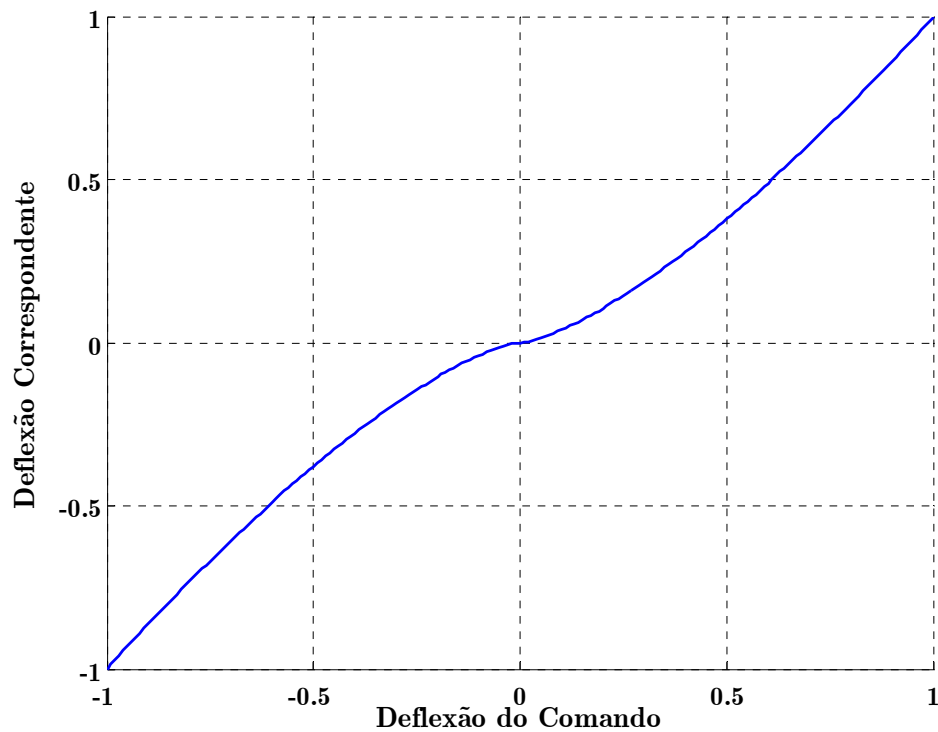
$$\begin{cases} \text{se } x < 0 \rightarrow y = -|x|^k \\ \text{se } x > 0 \rightarrow y = +|x|^k \end{cases} \quad (4.1)$$

onde  $k$  representa o índice de ajuste exponencial.

O valor de  $k$  foi definido através de uma análise crítica, através da observação em ensaios preliminares de qual valor levaria a uma maior sensibilidade no comando. Através de ensaios com vários valores de forma a se escolher aquele que tornaria o voo mais agradável escolheu-se o valor de 1,4.

---

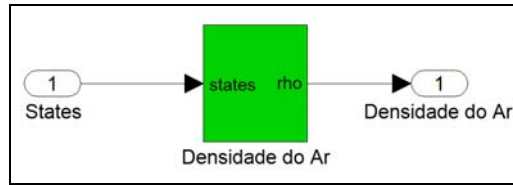
A Figura 4.3, apresenta o gráfico correspondente ao ajuste exponencial obtido para a relação apresentada acima, quando  $k = 1,4$ . A vantagem da utilização desse ajuste exponencial pode ser observada como uma diminuição da sensibilidade do comando próximo a região neutra (deflexão do comando = 0).



**Figura 4.3 – Relação Exponencial do Comando, em Relação a os Valor de Saída do *Joystick***

#### **4.2.2 BLOCO ATMOSFERA**

No bloco *Atmosfera* são calculadas as variações na densidade do ar, em função da altitude instantânea da aeronave. Na Figura 4.4 apresenta-se o diagrama do bloco *Atmosfera*.



**Figura 4.4 – Atmosfera**

A determinação da densidade do ar, em função da altitude, para a condição de atmosfera padrão pode ser realizada de acordo com a Equação (4.2) (ESDU 77022, 2003)

$$\rho = (h \cdot J + I)^L \quad (4.2)$$

onde  $h$  representa a altitude da aeronave em relação ao nível do mar (o valor de  $y$  de acordo com o sistema de referência adotado no modelo dinâmico), e  $L$ ,  $J$ , e  $I$ , são grandezas empíricas, que para uma altitude entre 0 e 11000m, são dadas por:

$$L = 4,2258797$$

$$J = -23,659414 \cdot 10^{-6}$$

$$I = 1,048840$$

#### **4.2.3 BLOCO DINÂMICA**

No bloco *Dinâmica* são resolvidas efetivamente as equações do modelo dinâmico, divididas em *Propulsão*, *Aeronave* e *Equações de Estado*. Nesse bloco é calculada a atitude e a trajetória da aeronave, em função dos comandos de entrada do piloto, e das condições atmosféricas.

. Na Figura 4.5 apresenta-se o diagrama do bloco *Dinâmica*, implementado no simulador.

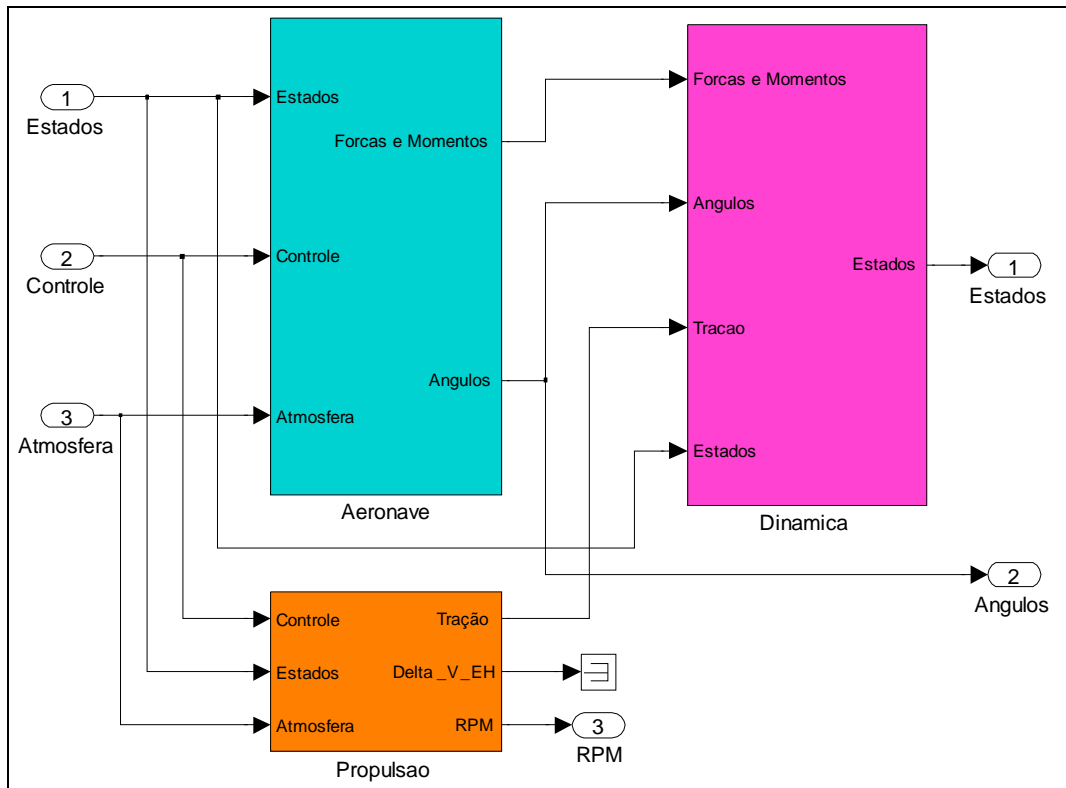


Figura 4.5 – Bloco Dinâmica

A seguir será descrito o conteúdo de cada um dos três blocos que compõem o bloco *Dinâmica*, bem como as equações implementadas em cada um desses blocos.

#### 4.2.3.1 BLOCO AERONAVE

O bloco *Aeronave* ainda se subdivide em mais outros três blocos, *Fuselagem*, *Empenagem* e *Forças e Momentos Aerodinâmicos*.

Na Figura 4.6 apresenta-se o bloco *Aeronave*. Em cada um desses blocos são implementadas parte das equações definidas no Capítulo 3, a saber:

- ◇ *Fuselagem*. Nesse bloco são implementadas as Equações (3.48, 3.49 e 3.50).
- ◇ *Empenagem*. Nesse bloco são implementadas as Equações (3.51, 3.52, 3.53, 3.54, 3.55, 3.56 e 3.57).

◇ *Forças e Momentos Aerodinâmicos.* Nesse bloco são implementadas as Equações (3.43, 3.44, 3.45, 3.47 e 3.58).

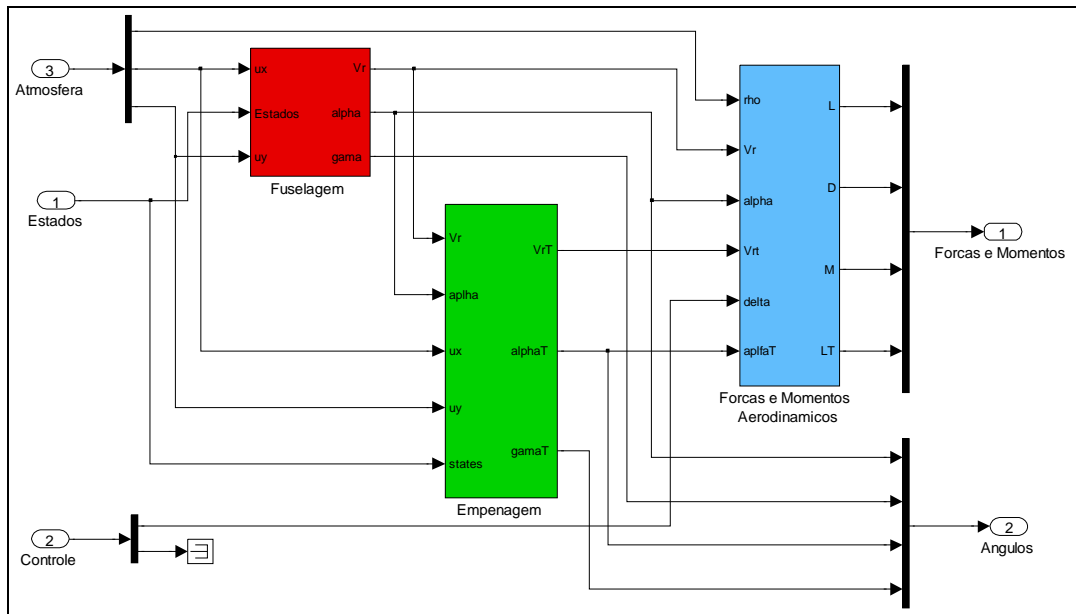


Figura 4.6 –Bloco Aeronave

#### 4.2.3.2 BLOCO PROPULSÃO

No bloco *Propulsão* é calculada a tração do sistema moto-propulsor. Na Figura 4.7 apresenta-se o diagrama do bloco Propulsão. A Equação 3.46 é implementada nesse bloco, através de uma interpolação das variáveis nas tabelas de rotação e coeficiente de tração apresentadas no Capítulo 3.

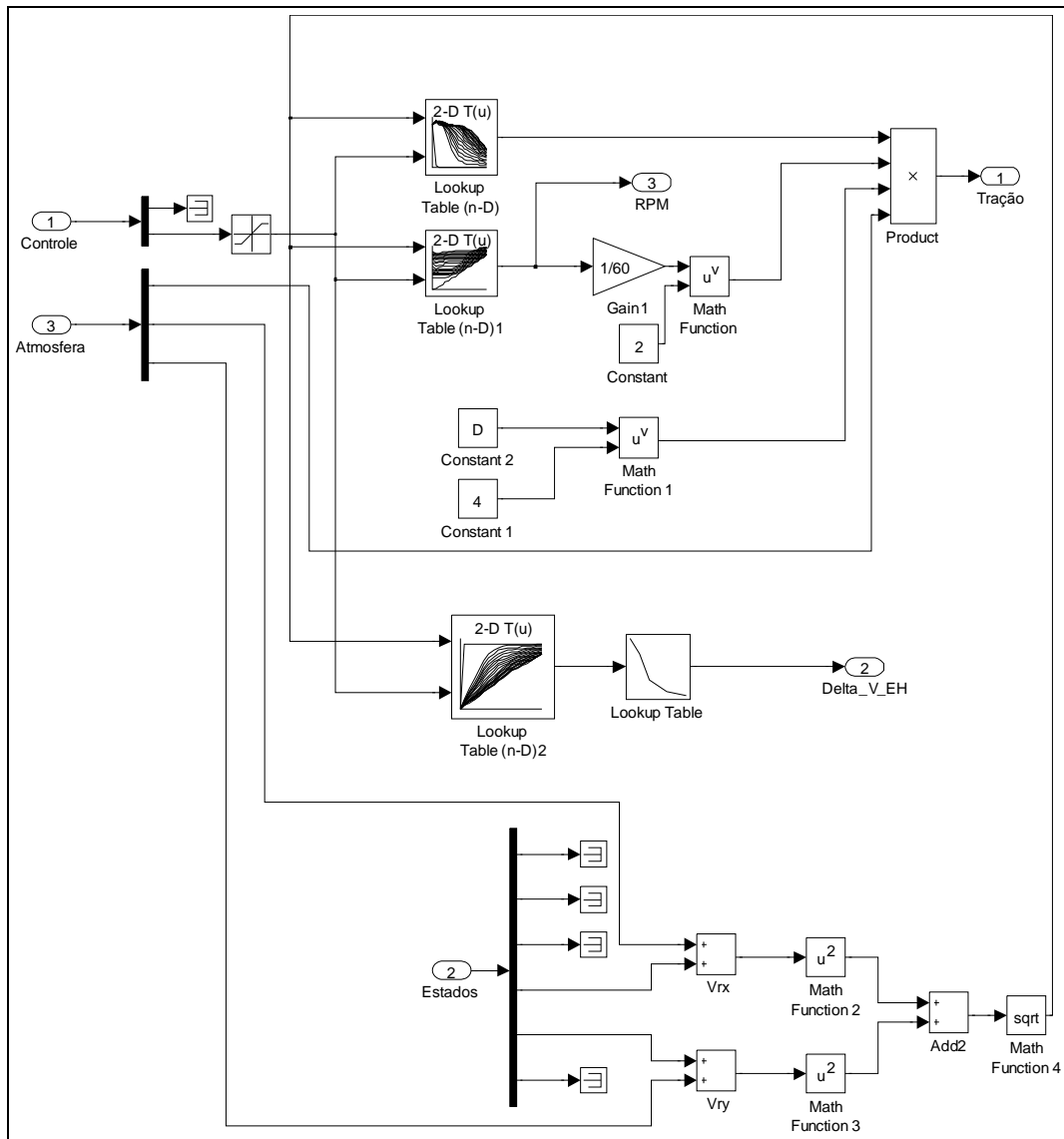


Figura 4.7 – Propulsão

#### 4.2.4 BLOCO EQUAÇÕES DE ESTADO

No bloco *Equações de Estado* são calculadas as equações de movimento (Equação 3.42). É nesse bloco que se encontra também o integrador longitudinal, que resolve as equações diferenciais do modelo de estados. Esse bloco é apresentado na Figura 4.8.



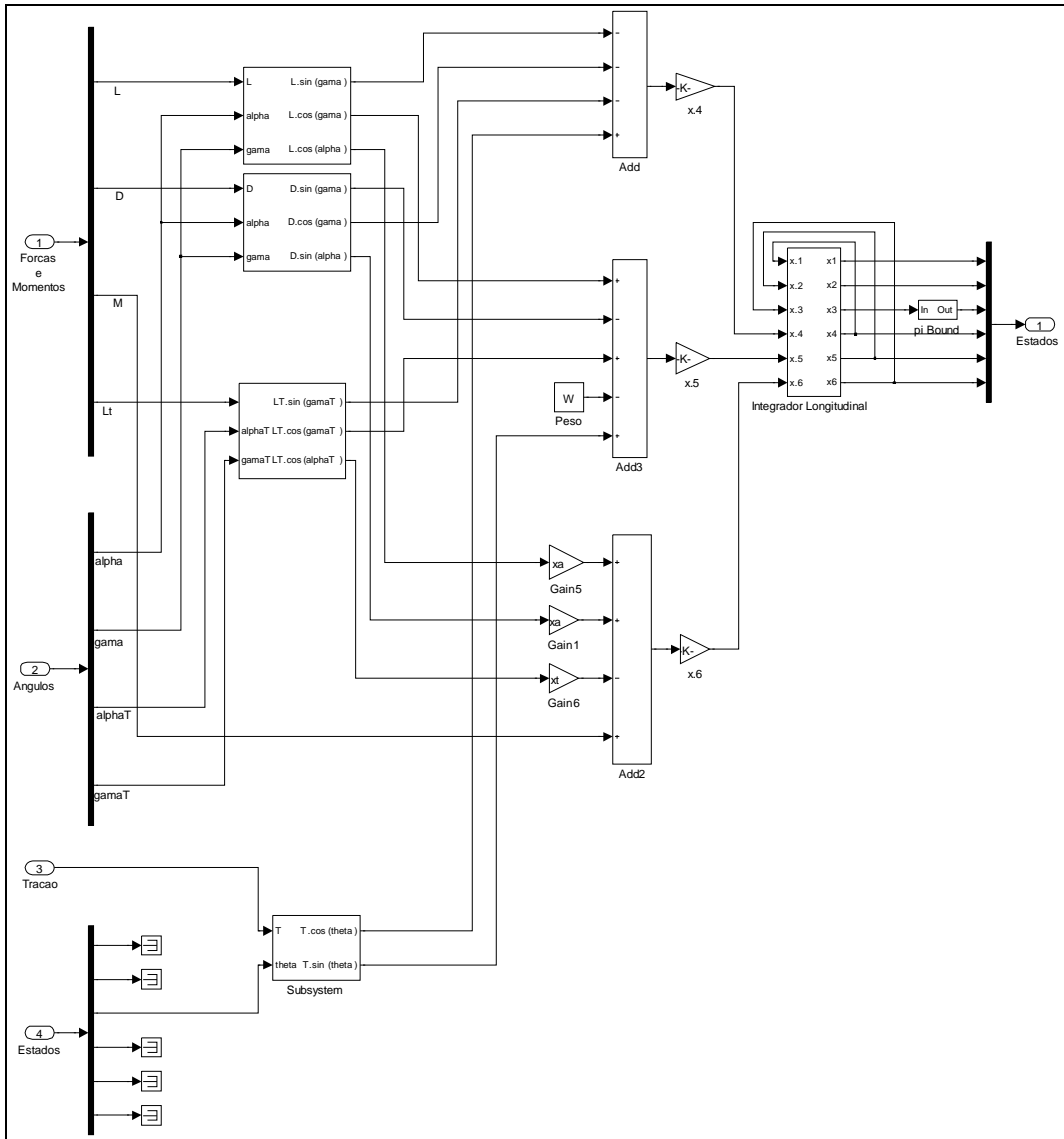


Figura 4.8 – Equações de Estado

### 4.3 INTERFACE GRÁFICA

Para visualização dos dados do simulador, utilizou-se uma ferramenta para o programa de cálculo numérico Matlab<sup>®</sup> do pacote de rotinas de simulação de aeronaves AeroSim<sup>®</sup>, que disponibiliza uma interface de comunicação de dados com o Simulador de Voo FlightGear<sup>®</sup>.

---

Através dessa ferramenta é possível se reproduzir, na interface gráfica do FlightGear<sup>®</sup>, a atitude e posicionamento da aeronave durante a simulação.

#### 4.3.1 O SIMULADOR DE VÔO FLIGHT GEAR

O Simulador de Vôo FlightGear<sup>®</sup> é um projeto de desenvolvimento cooperativo, multi-plataforma e de código aberto. O código fonte de todo o projeto está disponível e licenciado sob os termos da licença GNU (*General Public License*).

O objetivo do projeto FlightGear<sup>®</sup> é criar uma infra-estrutura sofisticada de simulação de vôo para uso em ambientes acadêmicos e de pesquisa, para o desenvolvimento e busca de idéias interessantes no campo da simulação, e também uma aplicação para o usuário final. Está se desenvolvendo uma sofisticada arquitetura aberta de simulação que pode ser estendida e melhorada por qualquer pessoa interessada em contribuir.<sup>1</sup> A Figura 4.9 apresenta um exemplo de simulação realizada usando-se o programa FlightGear<sup>®</sup>.

Através da integração do Matlab<sup>®</sup> com a interface FlightGear<sup>®</sup>, consegue-se prover uma maior interatividade com o usuário, e uma melhor adaptação ao software, comparado com o uso de visualização da resposta do simulador em gráficos.

---

<sup>1</sup> Fonte: [www.flightgear.org](http://www.flightgear.org) (visitado em maio de 2009)



**Figura 4.9 – Interface do FlightGear®**

#### **4.3.2 PAINEL DE INSTRUMENTOS**

Com as ferramentas disponibilizadas pelo pacote AeroSim®, foram modelados um conjunto de instrumentos para serem inseridos no simulador desenvolvido. São utilizados instrumentos básicos presentes em aeronaves convencionais, além de alguns instrumentos para mensurar outras grandezas relacionadas ao movimento longitudinal. As grandezas escolhidas foram ângulo de ataque, ângulo de arfagem, ângulo de velocidades e fator de carga.

Na Figura 4.10 apresenta-se o painel de instrumentos implementado no simulador. Esse painel de instrumentos é executado em tempo real dentro de uma janela do ambiente Simulink®, e deve ser posicionado junto a janela com a interface gráfica do programa FlightGear®, em local de fácil visualização pelo usuário.



**Figura 4.10 – Painel de Instrumentos Implementado**

O painel de instrumentos é composto pelos seguintes mostradores:

- ◇ 1 – Velocímetro – Registra a velocidade aerodinâmica da aeronave em metros por segundo
- ◇ 2 – Altímetro – Registra a altitude da aeronave em relação ao nível do mar, em metros
- ◇ 3 – Climb – Registra a razão de subida instantânea da aeronave, em metros por segundo
- ◇ 4 – Ângulo de Arfagem (Theta) – Esse instrumento registra o ângulo entre a linha de sustentação nula da aeronave e o horizonte, medido em graus
- ◇ 5 – Ângulo de Ataque (Alfa) – Registra o valor do ângulo de ataque da aeronave, medido em graus
- ◇ 6 – Fator de carga – Registra o valor do fator de carga a que a aeronave está submetida durante o voo, medido em g's, número de vezes da aceleração da gravidade.

- 
- ◇ 7 – Ângulo entre Velocidades (Gama) – Registra o ângulo entre a velocidade horizontal e a velocidade vertical da aeronave, também é medido em graus.

Pela Figura 4.10, pode-se observar que cada um dos instrumentos possui dois marcadores (duas agulhas) sendo uma na cor vermelha e uma segunda na cor branca. Optou-se pela utilização de duas agulhas, pois as estratégias de assistência à pilotagem avaliadas são baseadas em valores de referência das grandezas relacionadas ao movimento longitudinal. Dessa forma pode-se apresentar o valor da grandeza instantânea registrada pela aeronave em uma das agulhas (branca) e o valor de referência (atribuído pelo usuário) pode ser apresentado na outra agulha (vermelha).

#### 4.4 DESCRIÇÃO DO APARATO EXPERIMENTAL COMPLETO

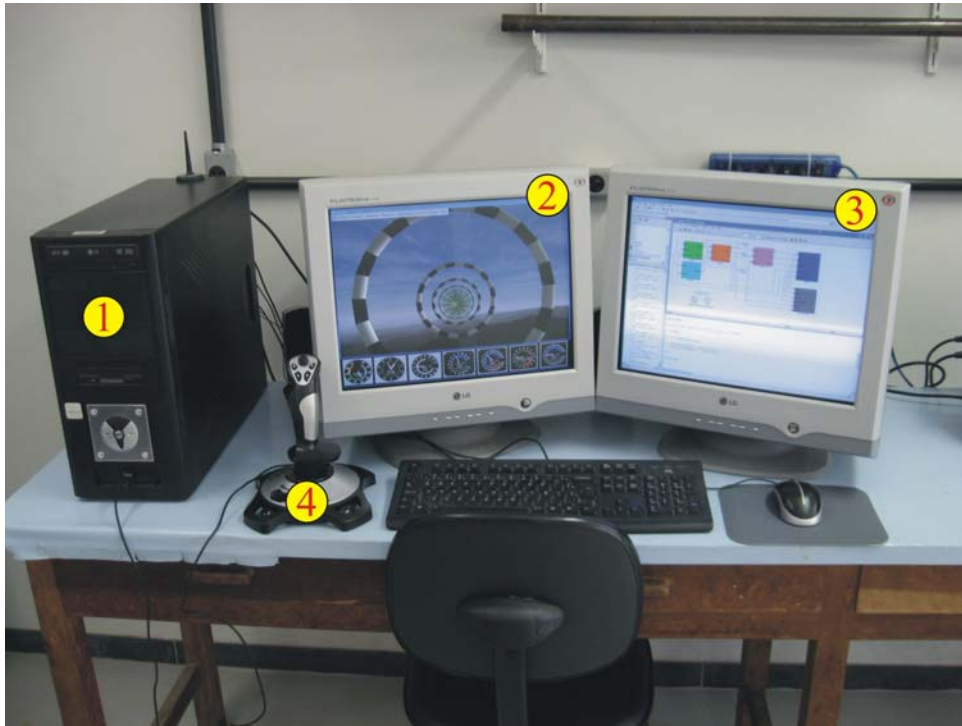
A Figura 4.11 apresenta a montagem final do simulador. Conectado a um computador tem-se um joystick, e dois monitores. Em um dos monitores é apresentada a interface gráfica do simulador (FlightGear<sup>®</sup> e Painel de Instrumentos) e no outro monitor a interface gráfica do ambiente Simulink<sup>®</sup> onde é executado o simulador. Apesar de possuir dois monitores, todo o sistema é processado por apenas um computador. Os rótulos na figura indicam:

- 1 – CPU para cálculos do Simulador, e processamento da interface gráfica.
- 2 – Monitor apresentando interface gráfica programa FlightGear<sup>®</sup>, e painel de instrumentos.
- 3 – Monitor apresentando a interface gráfica do ambiente Simulink<sup>®</sup>/Matlab<sup>®</sup>.
- 4 – Joystick para interação com o piloto.

O Simulador implementado, descrito nesse capítulo, ainda simula uma aeronave com controle convencional, sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem. No

---

Capítulo 5 são apresentadas as estratégias propostas, bem como a descrição da implementação dessas no simulador desenvolvido.



**Figura 4.11 – Montagem do Simulador**

Cabe lembrar que os dados aerodinâmicos e geométricos da aeronave CB-10 Triathlon implementadas no simulador foram obtidas em (Barros, 2001).

---

# 5 ESTRATÉGIAS DE ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM

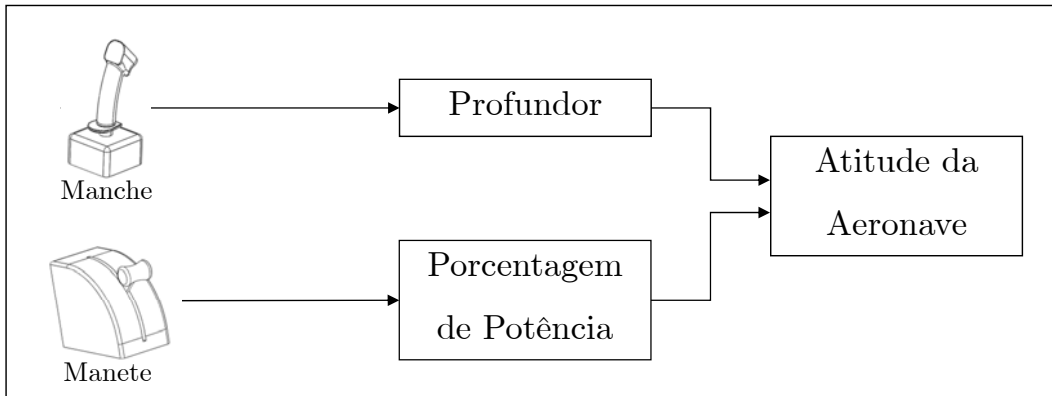
## 5.1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo são apresentadas a descrição e o desenvolvimento das estratégias de assistência à pilotagem que foram implementadas no simulador descrito no Capítulo 4.

Inicialmente será feito um estudo de possíveis estratégias a serem implementadas, em função de diferentes variáveis relacionadas ao movimento longitudinal aptas a serem monitoradas e controladas. A seguir será feito uma análise a cerca de formas de implementação dos controladores. Posteriormente, através de um estudo individual dessas estratégias, as características da resposta de cada uma foram avaliadas e ajustadas de forma que os controladores implementados nessas estratégias apresentem características de resposta semelhantes. Finalmente é apresentada a implementação dessas estratégias de assistência à pilotagem no simulador desenvolvido no capítulo anterior.

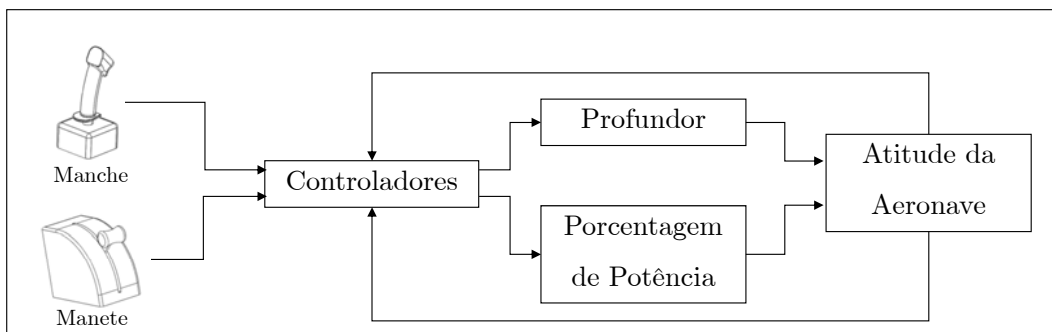
## 5.2 ESTRATÉGIAS E VARIÁVEIS DE CONTROLE

Como visto no Capítulo 3, o modelo dinâmico do movimento longitudinal apresenta duas variáveis de controle: a deflexão do profundor  $\delta$ , e a porcentagem de potência do motor  $P_p$ . Em uma aeronave convencional essas duas variáveis são controladas diretamente pelo piloto através do movimento longitudinal do manche, e pela movimentação manete de potência respectivamente. O piloto tem o controle da atitude da aeronave. Na Figura 5.1, apresenta-se um esquema simplificado do controle convencional de uma aeronave.



**Figura 5.1 – Mecanismo de controle convencional**

Através de leis de controle pré estabelecidas, pretende-se que, com a implementação de mecanismos eletrônicos, essa interface comando-atitude-trajetória seja determinada e calculada pela próprio sistema automático de controla da aeronave e o piloto possa então estabelecer diretamente a trajetória desejada para a aeronave. A implementação das estratégias de assistência à pilotagem consiste na programação de controladores realimentados a partir das saídas de referência dos comandos de forma que, através de leis de controle previamente estabelecidas, é possível determinar qual a melhor configuração para que a aeronave possa executar a trajetória desejada pelo piloto (Figura 5.2).



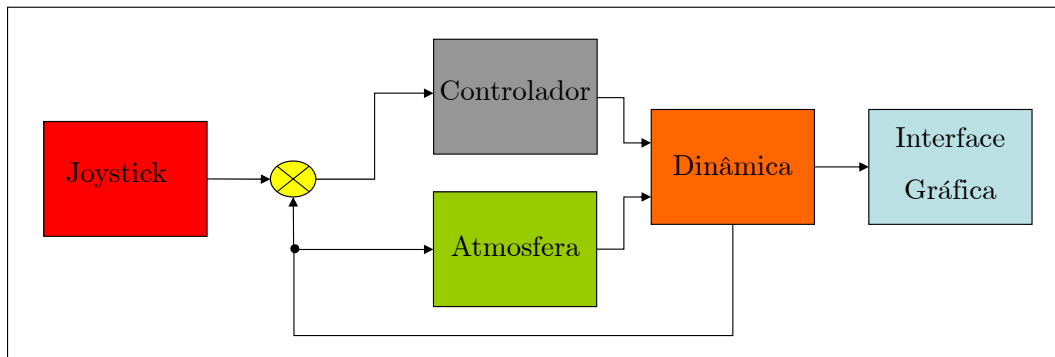
**Figura 5.2 – Controle com atuação do controlador**

Pretende-se que a atuação do piloto no manche e na manete de potência passe a determinar indiretamente o ângulo de profundor e a porcentagem de potência. Nesta configuração a posição dos controles do piloto representaria de fato o valor de referência para uma determinada grandeza do movimento longitudinal da aeronave, que por sua vez é atendida



---

por um controlador automático que efetua a deflexão do profundor e a variação da porcentagem de potência, de acordo com a Figura 5.3



**Figura 5.3 – Implementação das Estratégias de Assistência à Pilotagem**

Dessa forma, faz-se necessário selecionar grandezas que se relacionem com o movimento longitudinal e que possam ser candidatas a implementação nas estratégias de assistência à pilotagem.

Na prática comum do voo, tem-se duas grandezas que o piloto se preocupa em controlar: a velocidade da aeronave e a altitude da mesma. Outras grandezas podem ser utilizadas, mas sempre possuem o objetivo de controlar a velocidade e a altitude da aeronave. Com base nesta observação, selecionou-se um conjunto de variáveis que direta ou indiretamente se relacionariam a essas grandezas alvo, a saber:

- ◇ Velocidade [V];
- ◇ Altura [h];
- ◇ Razão de Subida [ROC];
- ◇ Ângulo entre o horizonte e a linha de sustentação nula do avião – Ângulo de arfagem – Teta [ $\theta$ ];
- ◇ Ângulo de ataque – Alpha [ $\alpha$ ];

---

◇ Fator de Carga [g]

◇ Ângulo entre as velocidades vertical e horizontal – Ângulo de Velocidades – Gama  
[ $\gamma$ ]

Essas grandezas podem ser agrupadas em pares, definindo-se cada uma das estratégias de assistência à pilotagem que se deseje implementar.

Para estudo e desenvolvimento neste trabalho, escolheu-se um conjunto de doze estratégias de assistência à pilotagem, através da combinação dessas grandezas em pares. As estratégias escolhidas são apresentadas na Tabela 5-1. Nas colunas de *referência* desta tabela estão indicadas as grandezas que o piloto irá determinar como valor de referência a ser alcançado pelo sistema de controle automático. Já nas colunas de atuação estão indicadas variáveis manipuladas que serão variadas (deflexão do profundor ou porcentagem de potência) para controlar cada grandeza de referência.

Apesar de parecer mais óbvio que a manete de potência deva controlar a velocidade da aeronave, e o manche umas das outras seis variáveis, essa restrição não será imposta. Para este trabalho arbitrou-se duas denominações para diferenciar os dois tipos de estratégias de assistência à pilotagem, chamando-se de estratégias diretas aquelas nas quais o controlador de velocidade atua na porcentagem de potência como forma de prover alterações no valor da velocidade da aeronave, e estratégias cruzadas aquelas nas quais o controlador de velocidade atua no profundor como forma de prover alterações no valor da velocidade.

A estratégia chamada de *Estratégia 0* representa um caso sem implementação de assistência à pilotagem, onde os valores de referência do manche e da manete representam diretamente a posição do profundor e porcentagem de potência, respectivamente. Neste caso as atuações ocorrem de forma direta.

**Tabela 5-1 – Estratégias de Assistência à Pilotagem Propostas**

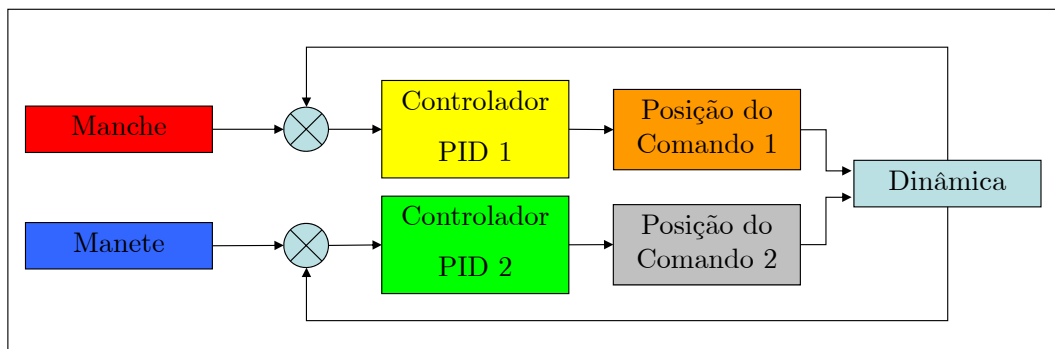
Estratégia	Referência		Atuação	
	Manche	Manete	Profundor	Motor
00	Profundor	Porcentagem de Potência [PP]	Profundor	Porcentagem de Potência [PP]
01	Variação de Altitude [h]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Variação de Altitude [h]
02	Variação de Altitude [h]	Velocidade [v]	Variação de Altitude [h]	Velocidade [v]
03	Razão de Subida [ROC]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Razão de Subida [ROC]
04	Razão de Subida [ROC]	Velocidade [v]	Razão de Subida [ROC]	Velocidade [v]
05	Ângulo de Arfagem [ $\theta$ ]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Ângulo de Arfagem [ $\theta$ ]
06	Ângulo de Arfagem [ $\theta$ ]	Velocidade [v]	Ângulo de Arfagem [ $\theta$ ]	Velocidade [v]
07	Ângulo de Ataque [ $\alpha$ ]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Ângulo de Ataque [ $\alpha$ ]
08	Ângulo de Ataque [ $\alpha$ ]	Velocidade [v]	Ângulo de Ataque [ $\alpha$ ]	Velocidade [v]
09	Fator de Carga [g]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Fator de Carga [g]
10	Fator de Carga [g]	Velocidade [v]	Fator de Carga [g]	Velocidade [v]
11	Ângulo de Velocidades [ $\gamma$ ]	Velocidade [v]	Velocidade [v]	Ângulo de Velocidades [ $\gamma$ ]
12	Ângulo de Velocidades [ $\gamma$ ]	Velocidade [v]	Ângulo de Velocidades [ $\gamma$ ]	Velocidade [v]

---

### 5.3 IMPLEMENTAÇÃO DO CONTROLADOR PID

Definidas as estratégias de assistência à pilotagem a serem utilizadas, faz-se necessária a implementação de controladores em cada uma das estratégias para promover o controle automático da variável de referência. O tipo de controlador escolhido para implementação foi o PID (Proporcional, Integrativo, Derivativo). Outras possíveis estratégias de controle não foram abordadas neste trabalho.

Escolhido o controlador o passo seguinte é a implementação deste nas estratégias de assistência à pilotagem definidas anteriormente. Para isso o valor de saída de cada comando do piloto (referência) deve ser comparado ao valor atual da variável controlada. O erro nessa comparação deve então ser aplicado a entrada do controlador PID que deverá atuar na deflexão do profundo ou na porcentagem de potência, dependendo do caso, de forma que o valor de referência seja atingido e o erro se torne igual a zero. Um diagrama de blocos desta implementação pode ser visto na Figura 5.4. Como cada estratégia de assistência à pilotagem atua em dois comandos simultaneamente (deflexão do profundor e porcentagem de potência), em cada uma delas foram implementados dois controladores PID, sendo um para cada uma das variáveis manipuladas. Neste trabalho o controlador que é atuado pelo movimento do manche é chamado de PID 1, e o controlador acionado pela manete de potência é chamado de PID 2.



**Figura 5.4 – Implementação do PID nas Estratégias de Assistência à Pilotagem**

---

## 5.4 PROCEDIMENTO DE EQUALIZAÇÃO DOS CONTROLADORES

Definidas as estratégias de assistência à pilotagem, bem como a forma como os controladores PID irão atuar, faz-se necessário um procedimento de ajuste dos ganhos de cada um dos controladores PID em cada uma das estratégias propostas de forma que as características de resposta em malha fechada para cada estratégia sejam as mais semelhantes possíveis. Pretende-se que o ajuste dos ganhos tenha a mínima influência na avaliação da qualidade de cada estratégia.

Nesse ponto cabe destacar que o objetivo desse trabalho não é otimizar os controladores, mas sim escolher a estratégia de assistência à pilotagem mais adequada para o controle do movimento longitudinal, independentemente do controlador. Acredita-se que a eficiência do controlador pode exercer influência na eficiência da estratégia de pilotagem, e por isso as estratégias que não possuem controladores dentro de padrões que foram estabelecidos neste trabalho foram descartadas. É importante notar que não se descarta a importância do estudo destas estratégias com diferentes tipos de controladores, porém, tendo em vista a complexidade deste estudo, acredita-se que o mesmo está além do escopo deste trabalho.

Para equalização dos controladores cada estratégia de assistência à pilotagem foi submetida a um processo de otimização para ajustes dos ganhos, de forma que todas apresentem respostas em malha fechada com características semelhantes.

### 5.4.1 AJUSTE DOS CONTROLADORES

O processo de ajuste dos controladores para cada estratégia, pode ser dividido em três etapas apresentadas a seguir:

- ◇ Seleção de valores iniciais para os ganhos dos controladores.
- ◇ Definição da resposta característica desejada dos controladores (função objetivo).

- 
- ◊ Ajuste dos ganhos dos controladores de forma que os mesmos apresentem as características desejadas de resposta em malha fechada.

Inicialmente deve-se fazer uma seleção dos valores iniciais para os ganhos dos controladores de forma que a resposta destes apresentem as características típicas de um controlador PID, estável, amortecida e sem erro estacionário.

Em seguida deve-se escolher índices de desempenho relativos a essa resposta em malha fechada e estudar os valores mais adequados para esses índices. No caso dos controladores aqui estudados, é desejado que a resposta seja estável, atingida em um tempo relativamente curto, que não apresente erro estacionário. Deve-se definir então uma função objetivo que é função dos índices de desempenho desejados.

Finalmente, com a utilização de um algoritmo de otimização, os ganhos dos controladores devem ser reajustados de forma que a resposta do sistema controlado apresente os mesmos valores de índices de desempenho definidos. Cada estratégia proposta é formada por dois controladores PID, um atuando na deflexão do profundor e um segundo atuando na porcentagem de potência do motor. Mas o par de variáveis controladas pelos mesmos não pode ser considerado desacoplados. Dessa forma o ajuste dos dois controladores de cada estratégia deve ser realizado em conjunto e não separadamente, pois alterações em um dos controladores, influenciam diretamente o desempenho do outro controlador.

A seguir será explicada detalhadamente a seqüência de ajuste dos controladores, para cada estratégia de assistência à pilotagem.

#### *5.4.1.1 SELEÇÃO DOS GANHOS INICIAS*

Inicialmente ajustou-se os valores iniciais dos ganhos de cada um dos controladores pelo método indireto de Ziegler Nichols. Cada um dos controladores de cada estratégia foi analisado separadamente e procurou-se chegar a valores de ganhos que levassem esses controladores a

---

produção de uma resposta em malha fechada estável. Apenas controladores em que se conseguiu obter uma resposta com essas características foram utilizados nas etapas seguintes de sintonia.

5.4.1.2 *DEFINIÇÃO DA RESPOSTA CARACTERÍSTICA DESEJADA (FUNÇÃO OBJETIVO)*

Definidos os ajustes de ganhos iniciais para os controladores PID, o segundo passo consiste em escolher os índices de desempenho da resposta do sistema controlado que se deseja atingir para todas as estratégias de pilotagem assistida, e determinar uma função objetivo relacionada a esses índices de desempenho escolhidos.

Esse procedimento foi realizado, através do teste de vários ajustes e observação crítica dos resultados.

Assim, os índices de desempenho escolhidos a serem atingidos foram:

- ◇  $t_r$  = Tempo de Subida < 4 s
- ◇  $M_p$  = Máximo Sobre Sinal < 10%
- ◇  $t_g$  = Tempo de Acomodação < 18s

Ainda para cada um destes parâmetros definiu-se um valor de peso, de acordo com sua importância nas características finais da resposta do sistema controlado. A Tabela 5-2 apresenta os valores escolhidos para os mesmos.

**Tabela 5-2 – Valores dos pesos de cada parâmetro**

$Pt_r$	1
$PM_p$	2
$Pt_g$	1

---

Onde  $Pt_r$  denota o peso do tempo de subida,  $PM_p$  o peso do máximo sobre sinal e  $Pt_g$  o peso do tempo de acomodação

A função objetivo  $J$  foi definida como o quadrado da diferença do índice de desempenho e seu objetivo multiplicado pelo seu peso, Equação (4.3).

$$J = A + B + C$$

$$A = \begin{cases} 0 & \text{se } t_r < 4s \\ \left(t_r - \overline{t_r}\right)^2 \cdot Pt_r & \text{se } t_r > 4s \end{cases} \quad (4.3)$$

$$B = \begin{cases} 0 & \text{se } M_p < 10\% \\ \left(M_p - \overline{M_p}\right)^2 \cdot PM_p & \text{se } M_p > 10\% \end{cases}$$

$$C = \begin{cases} 0 & \text{se } t_g < 18s \\ \left(t_g - \overline{t_g}\right)^2 t_g \cdot Pt_g & \text{se } t_g > 18s \end{cases}$$

O ajuste dos controladores consistiu em um processo de otimização, até que a função objetivo seja minimizada. Para tal foi desenvolvida uma rotina em linguagem de programação Matlab<sup>®</sup>, utilizando uma função de otimização baseada no algoritmo de Nelder-Mead (*fminsearch*).

Esse procedimento de ajuste por otimização em cada estratégia foi realizado repetidas vezes, alternando-se entre os dois controladores, pois como mencionado anteriormente, os comandos atuados pelos controladores são acoplados, e o ajuste de um deles implica em alterações na resposta do seu par. Por observação verificou-se que seis etapas de otimização, sendo três para cada controlador, são suficientes para convergir a minimização da função objetivo para os dois controladores de cada uma das estratégias de assistência à pilotagem.



---

## 5.5 EXEMPLO DE EQUALIZAÇÃO DA ESTRATÉGIAS DE ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM

A seguir será apresentado o processo completo de ajuste de uma das estratégias de assistência à pilotagem. Para as demais estratégias, será apresentada somente a resposta para o ajuste inicial e a resposta após o processo de ajuste. As figuras que se seguem apresentam as respostas obtidas usando cada um dos controladores, submetendo as entradas de referência a degraus unitários, aplicados aos 30 segundos.

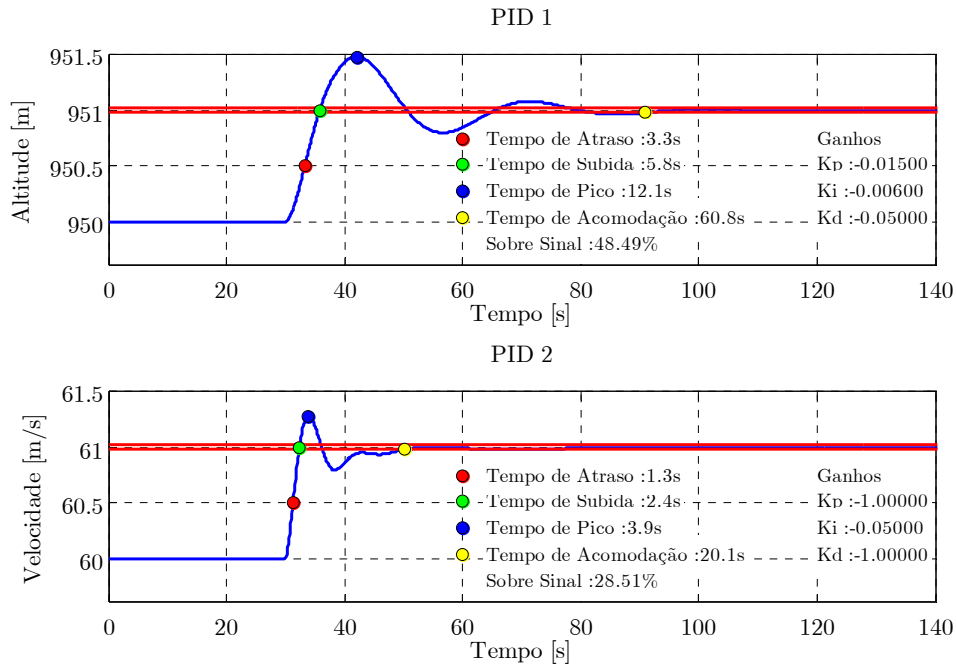
### 5.5.1 ESTRATÉGIA 1

A Tabela 5-3, apresenta o sistema de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 1.

Tabela 5-3 – Variáveis de Controle (Estratégia 1)

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Variação da Altitude	Velocidade
Variação de Altitude	Velocidade	Motor	Profundor

Na Figura 5.5 apresenta-se a resposta do sistema controlado para degraus unitários, com os valores iniciais de ganhos dos controladores.



**Figura 5.5 – Resposta da Estratégia 1 para os valores iniciais de ganhos**

Na Figura 5.6 apresenta-se a resposta do Controlador 1 após o primeiro passo de otimização, realizado no PID 2. O fato do primeiro passo de otimização ser realizado no PID 2 deve-se a observação de que, quando esse controlador é otimizado primeiro, a função objetivo é minimizada em menos iterações. Comparando-se a Figura 5.5 com a Figura 5.6, pode-se observar a sensível alteração no desempenho do PID 2 (controlador ajustado) e uma pequena alteração no PID 1, mesmo não ocorrendo mudanças nos valores dos ganhos desse controlador, o que demonstra o acoplamento entre os controladores.

Na Figura 5.7 apresenta-se a resposta dos controladores após a segunda etapa de otimização. Observa-se a significativa alteração da resposta de altitude vinculada principalmente ao PID 1 (controlador ajustado nessa etapa), e uma pequena alteração na resposta de velocidade vinculada principalmente ao PID 2. Na Figura 5.8 tem-se a resposta após a terceira etapa de otimização. A partir dessa etapa notou-se que pequenas alterações nas respostas obtidas com os controladores. As Figura 5.9, Figura 5.10, e Figura 5.11 apresentam, respectivamente, a resposta dos controladores para a quarta, quinta e sexta etapas de otimização.

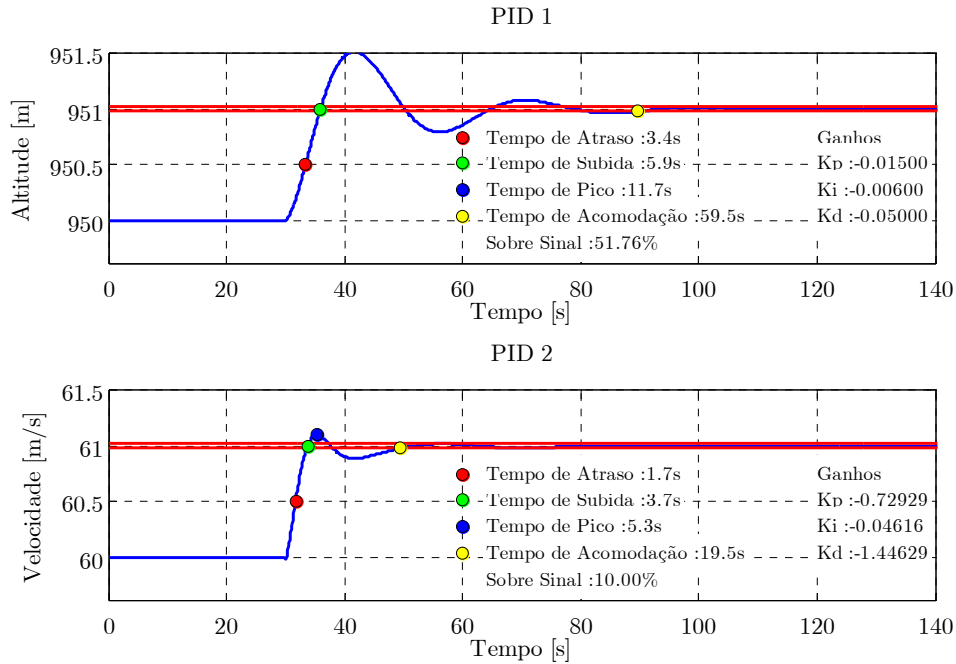


Figura 5.6 – Resposta da Estratégia 1 após a Primeira Etapa de Otimização

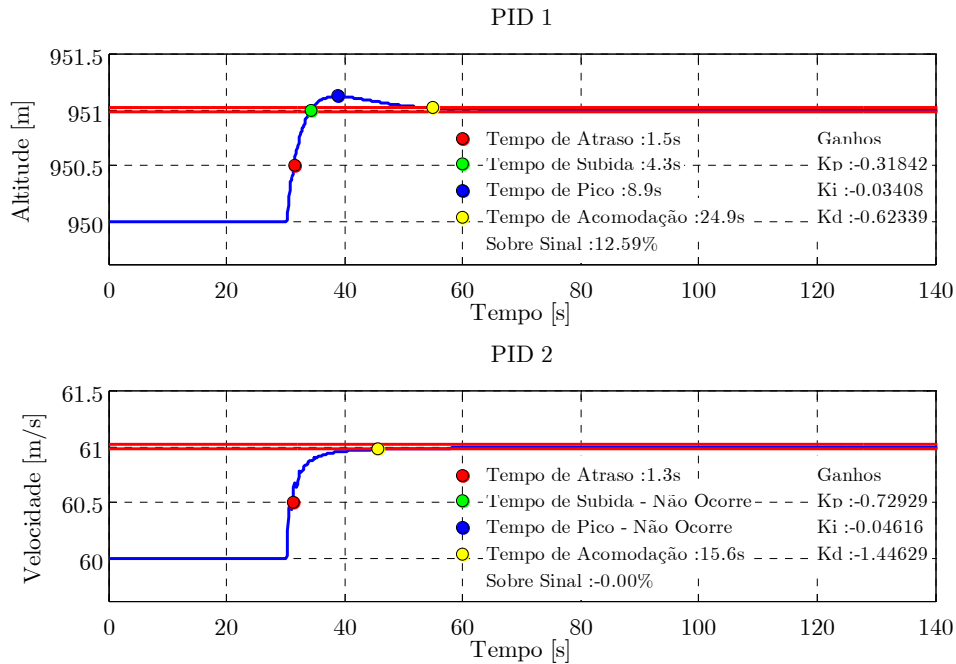


Figura 5.7 – Resposta da Estratégia 1 após a Segunda Etapa de Otimização

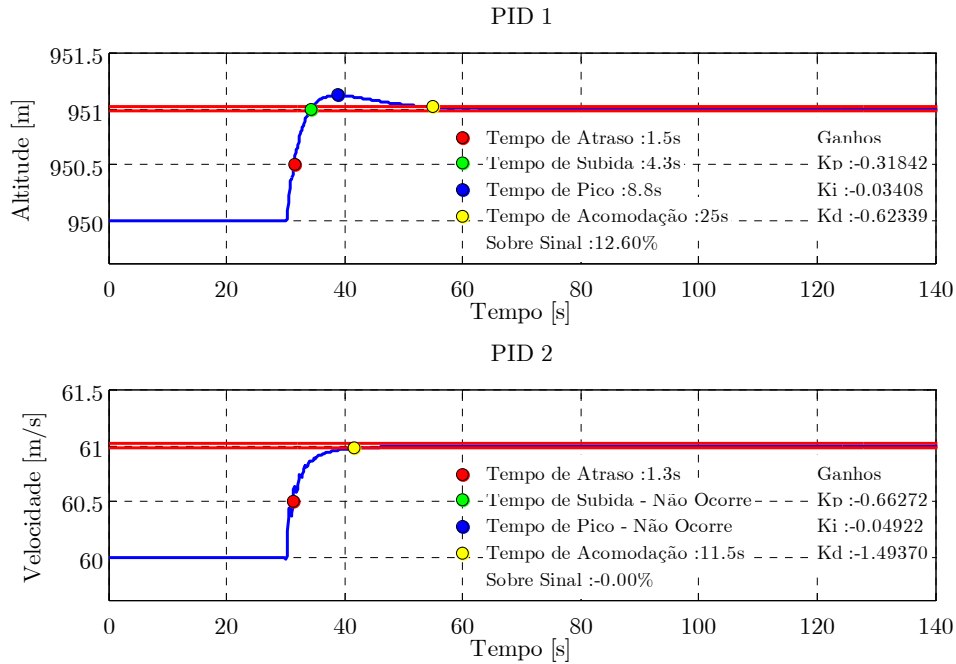


Figura 5.8 – Resposta da Estratégia 1 após a Terceira Etapa de Otimização

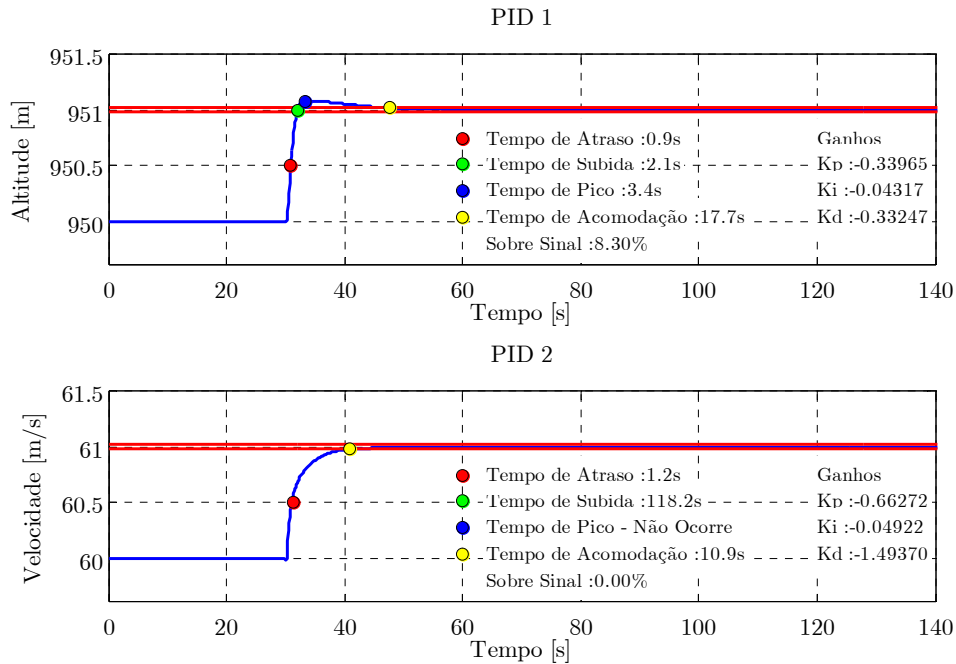


Figura 5.9 – Resposta da Estratégia 1 após a Quarta Etapa de Otimização

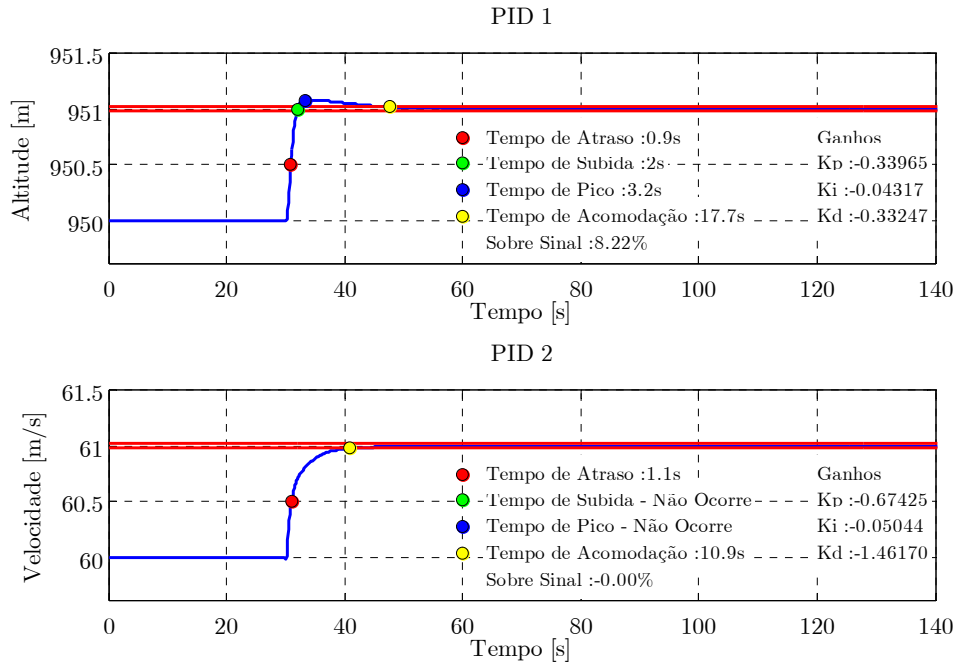


Figura 5.10 – Resposta da Estratégia 1 após a Quinta Etapa de Otimização

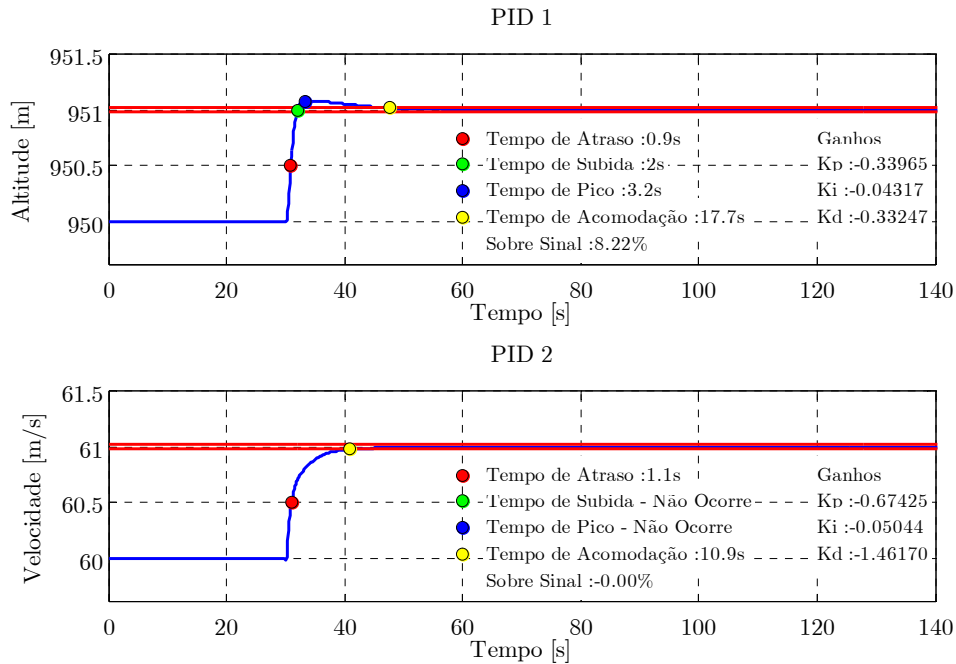


Figura 5.11 – Resposta da Estratégia 1 após a Sexta Etapa de Otimização

Após seis etapas de otimização, neste caso, têm-se os ajustes finais de ganhos para os dois controladores da estratégia analisada. Na Tabela 5-4 apresenta-se os valores de ganhos para a estratégia 1 após os ajustes, e que foram utilizados na implementação do simulador.

**Tabela 5-4 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 1**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	-0,33965	-0,67425
Ganho Integral $K_I$	-0,043169	-0,050438
Ganho Derivativo $K_D$	-0,33247	-1,4617

### 5.5.2 ESTRATÉGIA 2

Para a estratégia 2 têm-se na Tabela 5-5, as variáveis de controle, e a seguir é apresentado a juste dos controladores para essa estratégia.

**Tabela 5-5 – Variáveis de Controle (Estratégia 2)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Variação da Altitude	Velocidade
Variação de Altitude	Velocidade	Profundor	Motor

Na Figura 5.12 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia de assistência à pilotagem 2 para os valores de ajustes iniciais dos ganhos. Já na Figura 5.13 apresenta-se a resposta dos controladores dessa mesma estratégia após os ajustes finais dos ganhos dos controladores. Na

Tabela 5-6 apresenta-se os valores finais destes ganhos que foram utilizados na implementação do simulador.

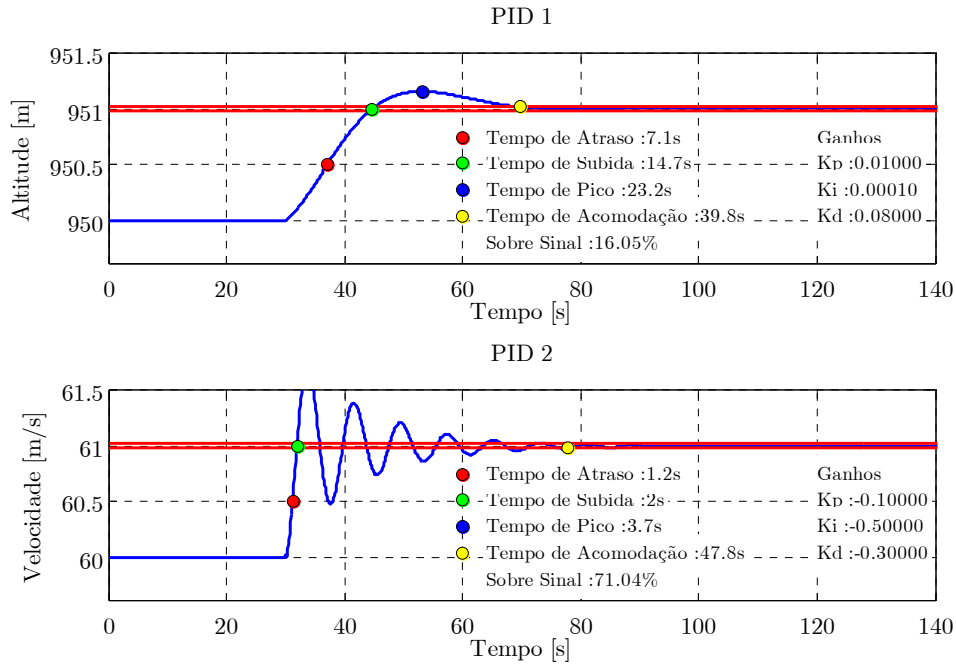


Figura 5.12 – Resposta da Estratégia 2 para os valores iniciais de ganhos

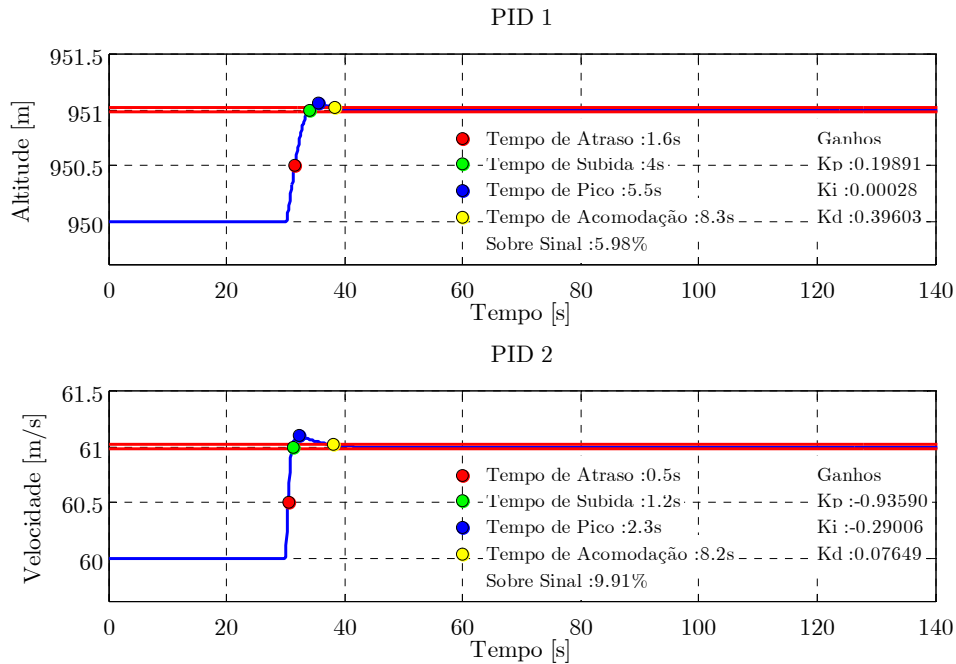


Figura 5.13 – Resposta da Estratégia 2 após a Sexta Etapa de Otimização

---

**Tabela 5-6 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 2**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	0,19891	-0,9359
Ganho Integral $K_I$	0,00027767	-0,29006
Ganho Derivativo $K_D$	0,39603	0,076494

O procedimento de otimização para todas as estratégias de assistência à pilotagem é exatamente o mesmo. De forma sucinta, para as demais estratégias, assim como na segunda, será apresentado apenas a resposta do sistema usando controladores com o ajuste inicial de ganhos, e a resposta final após o processo de otimização.



---

### 5.5.3 ESTRATÉGIA 3

A Tabela 5-7 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 3. Na Tabela 5-8 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

Na Figura 5.14 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia 3 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.15 apresenta a resposta desses mesmos controladores após o ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-7 – Variáveis de Controle (Estratégia 2)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Razão de Subida	Velocidade
Razão de Subida	Velocidade	Motor	Profundor

**Tabela 5-8 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 3**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	-0,20667	-1,2208
Ganho Integral $K_i$	-0,095	-0,073756
Ganho Derivativo $K_d$	-0,93451	-0,93451

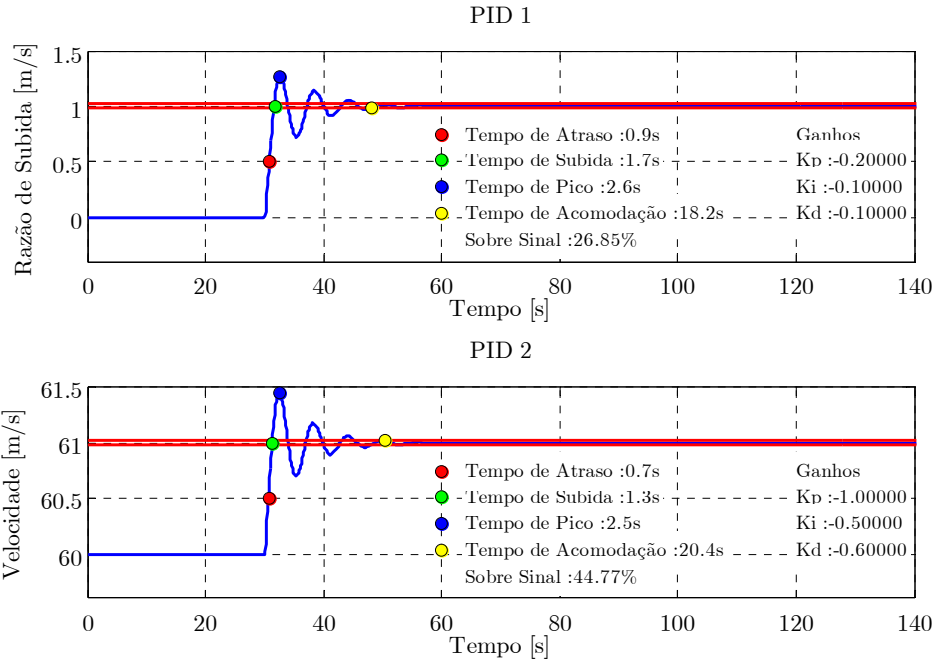


Figura 5.14 – Resposta da Estratégia 3 para os valores iniciais de ganhos

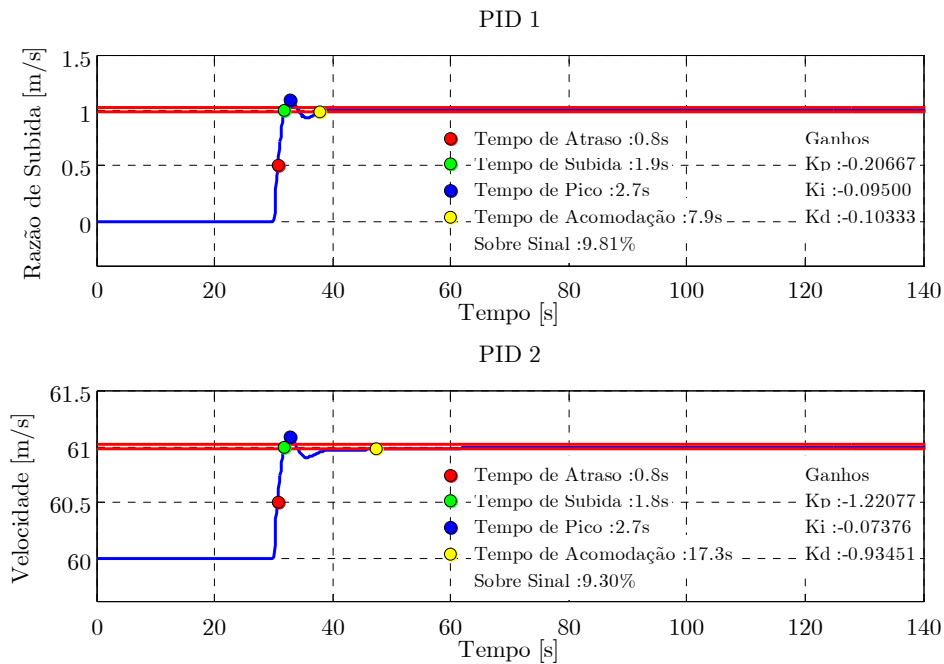


Figura 5.15 – Resposta da Estratégia 3 após a Sexta Etapa de Otimização

---

#### 5.5.4 ESTRATÉGIA 4

A Tabela 5-9 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 4. Na Tabela 5-10 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

Na Figura 5.16 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia 4 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.17 apresenta a resposta desses mesmos controladores após a ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-9 – Variáveis de Controle (Estratégia 4)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Razão de Subida	Velocidade
Razão de Subida	Velocidade	Profundor	Motor

**Tabela 5-10 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 4**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	0,35993	-0,55445
Ganho Integral $K_I$	0,052505	-0,083032
Ganho Derivativo $K_D$	0,0085303	0,15864

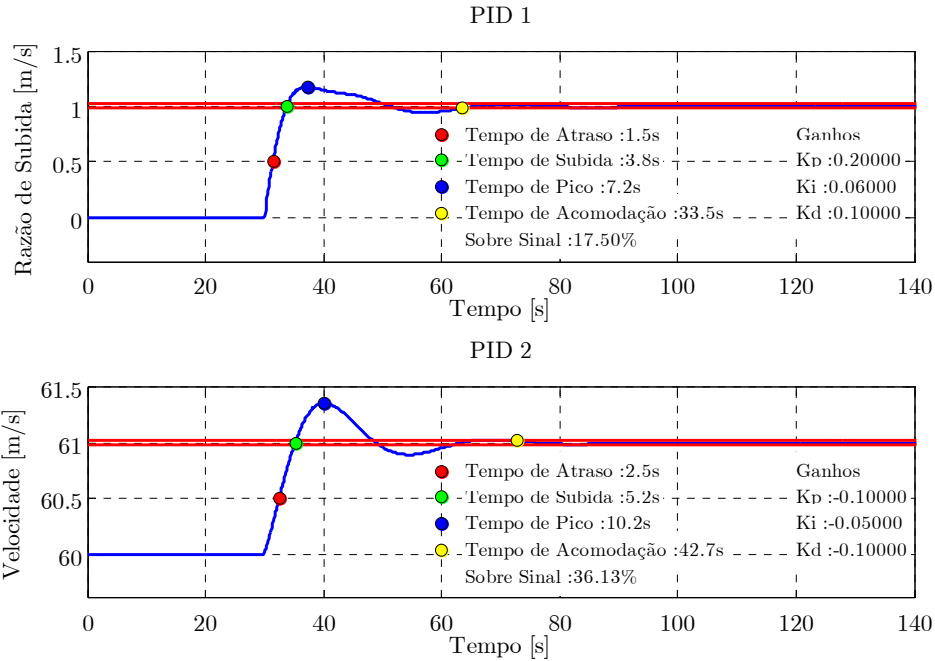


Figura 5.16 – Resposta da Estratégia 4 para os valores iniciais de ganhos

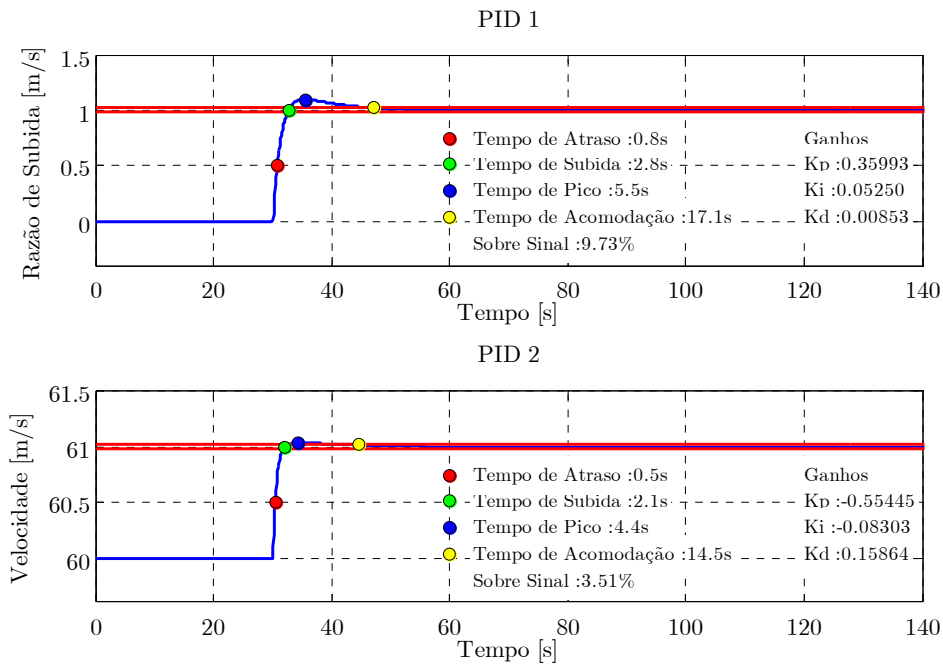


Figura 5.17 – Resposta da Estratégia 4 após a Sexta Etapa de Otimização

---

### 5.5.5 ESTRATÉGIA 5

A Tabela 5-11 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 5. Na Tabela 5-12 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

Na Figura 5.18 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia 5 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.19 apresenta a resposta desses mesmos controladores após a ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-11 – Variáveis de Controle (Estratégia 5)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Arfagem	Velocidade
Ângulo de Arfagem	Velocidade	Motor	Profundor

**Tabela 5-12 – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 5**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	-0,21355	-0,76105
Ganho Integral $K_i$	-2,2465	-0,045083
Ganho Derivativo $K_D$	-1,0659	-1,687

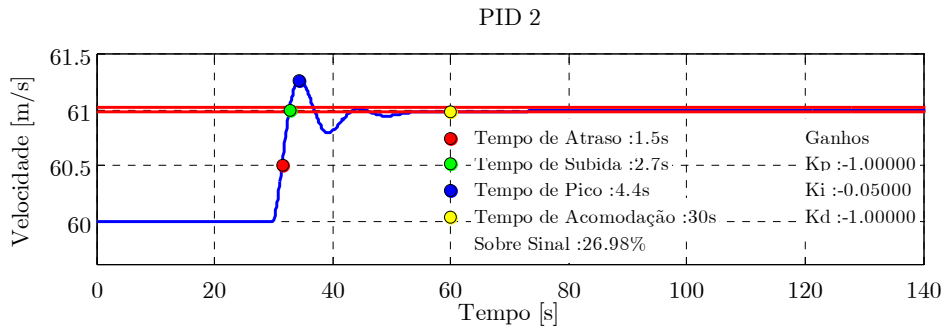
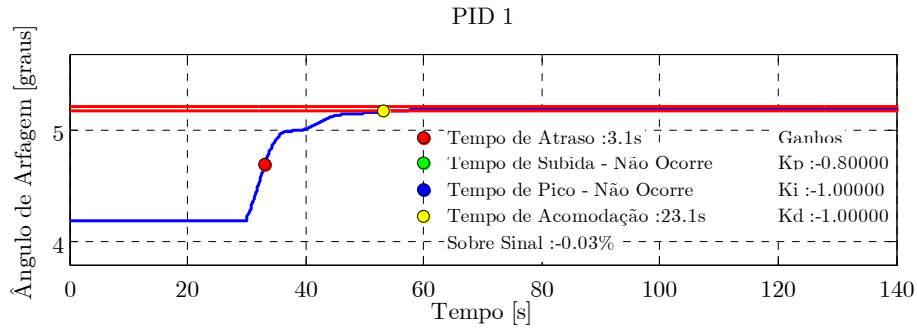


Figura 5.18 – Resposta da Estratégia 5 para os valores iniciais de ganhos

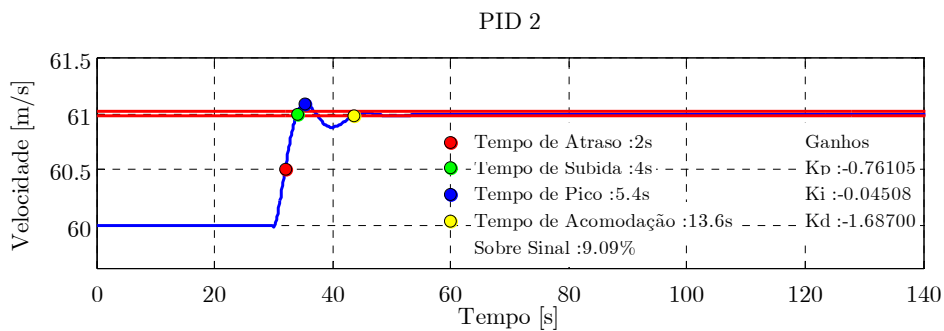
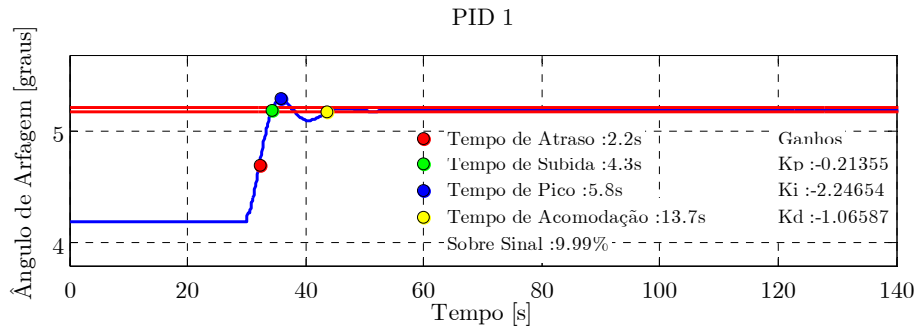


Figura 5.19 – Resposta da Estratégia 5 após a Sexta Etapa de Otimização

---

### 5.5.6 ESTRATÉGIA 6

A Tabela 5-13 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 6. Na Tabela 5-14 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

Na Figura 5.20 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia 6 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.21 apresenta a resposta desses mesmos controladores após a ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-13 – Variáveis de Controle (Estratégia 6)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Arfagem	Velocidade
Ângulo de Arfagem	Velocidade	Profundor	Motor

**Tabela 5-14 – – Ganhos para a Estratégia de Assistência à Pilotagem 6**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	30,3207	-0,45893
Ganho Integral $K_I$	6,6653	-0,17789
Ganho Derivativo $K_D$	-4,5533	0,3224

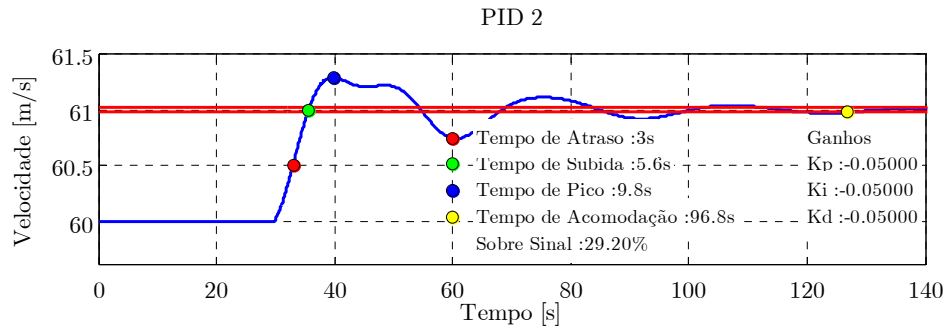
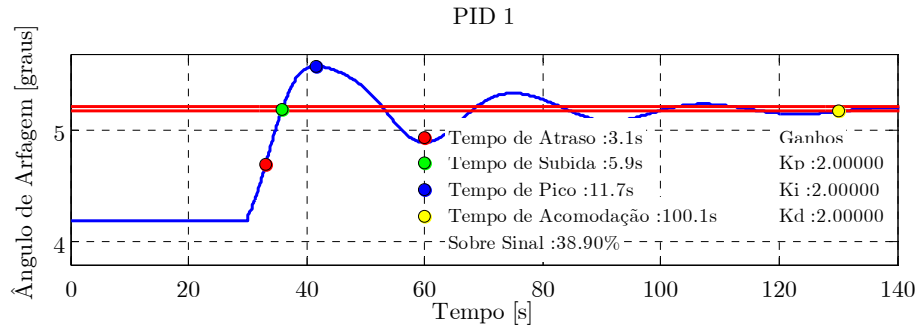


Figura 5.20 – Resposta da Estratégia 6 para os valores iniciais de ganhos

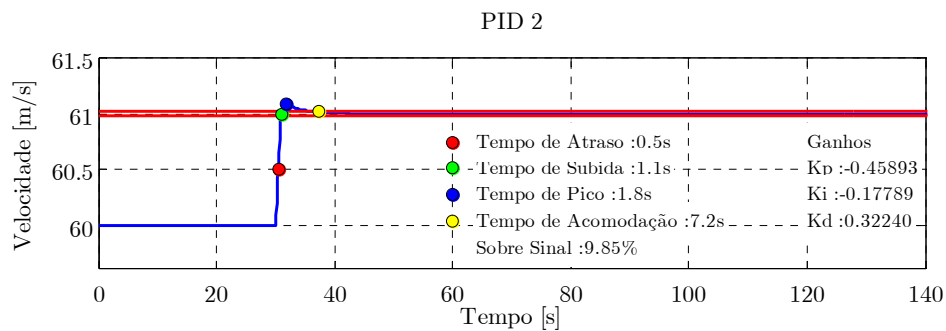
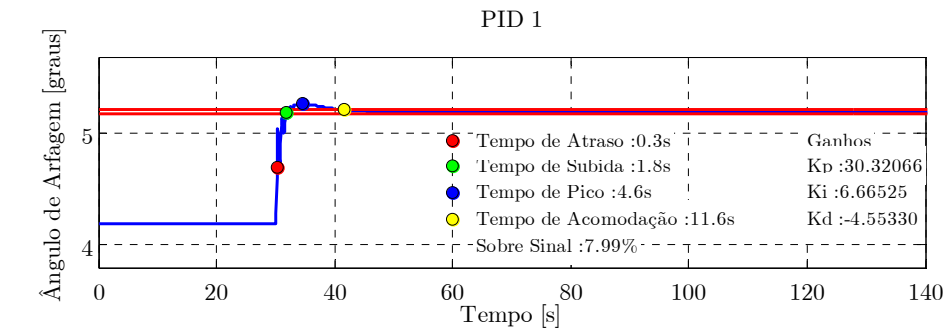


Figura 5.21 – Resposta da Estratégia 6 após a Sexta Etapa de Otimização

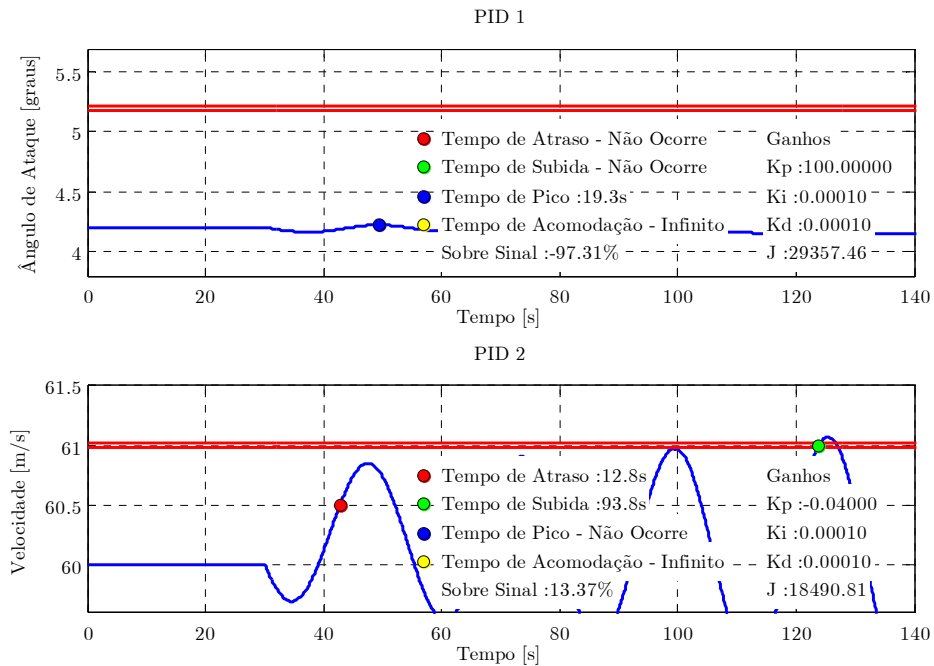


### 5.5.7 ESTRATÉGIA 7

A Tabela 5-15 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 7. Na Figura 5.22 tem-se a tentativa de ajustes dos ganhos dos controladores desta estratégia.

**Tabela 5-15 – Variáveis de Controle (Estratégia 7)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Ataque	Velocidade
Ângulo de Ataque	Velocidade	Motor	Profundor



**Figura 5.22 – Estratégia 7, Tentativa de Ajuste dos ganhos**

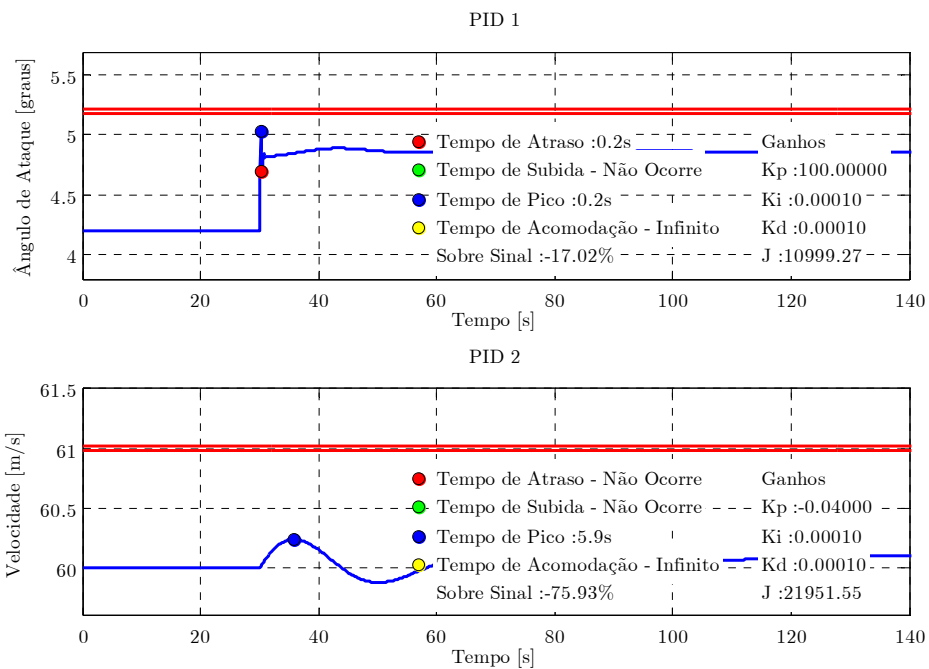
Na estratégia de assistência à pilotagem baseada no controle de ângulo de ataque observa-se pela Figura 5.22 que a resposta do sistema não apresentou as características esperadas. Usando o método da sensibilidade limite não foi possível de encontrar valores de ganhos que levassem o controlador a uma resposta oscilatória. Dessa forma, a estratégia 7 foi descartada e não será avaliada juntamente com as demais estratégias selecionadas.

### 5.5.8 ESTRATÉGIA 8

A Tabela 5-16 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 8. Na Figura 5.23 tem-se a tentativa de ajustes dos ganhos dos controladores desta estratégia.

**Tabela 5-16 – Variáveis de Controle (Estratégia 8)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Ataque	Velocidade
Ângulo de Ataque	Velocidade	Profundor	Motor



**Figura 5.23 – Estratégia 8, Tentativa de Ajuste dos ganhos**

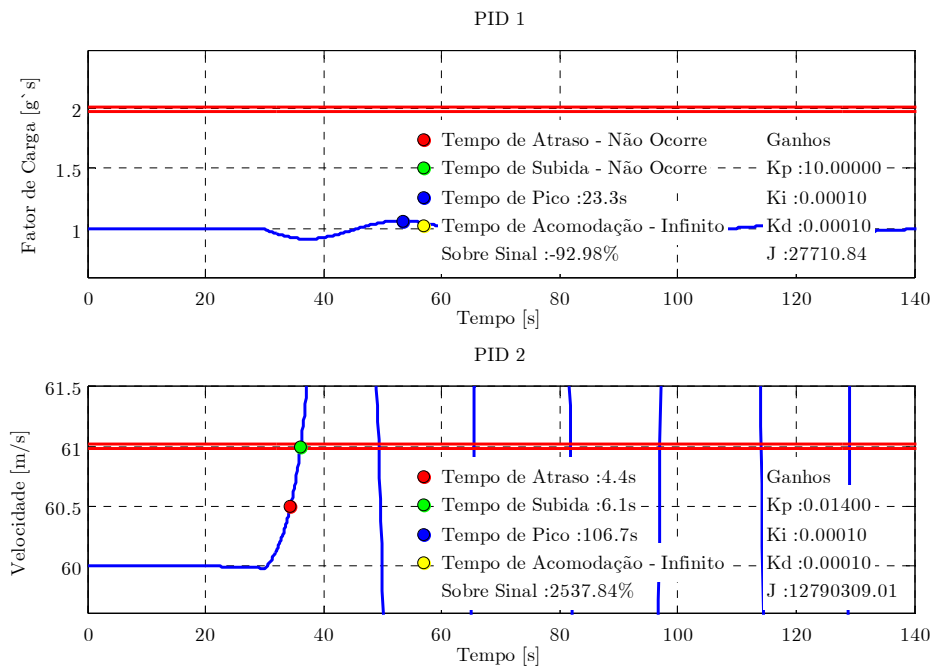
Semelhante a estratégia de assistência à pilotagem 7, na estratégia 8 também não foi possível o ajuste dos ganhos de forma a se obter uma resposta oscilatória. Portanto, da mesma forma, a estratégia 8 foi descartada.

### 5.5.9 ESTRATÉGIA 9

A Tabela 5-17 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 8. Na Figura 5.24 tem-se a tentativa de ajustes dos ganhos dos controladores desta estratégia.

**Tabela 5-17 – Variáveis de Controle (Estratégia 9)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Fator de Carga	Velocidade
Fator de Carga	Velocidade	Motor	Profundor



**Figura 5.24 – Estratégia 9, Tentativa de Ajuste dos ganhos**

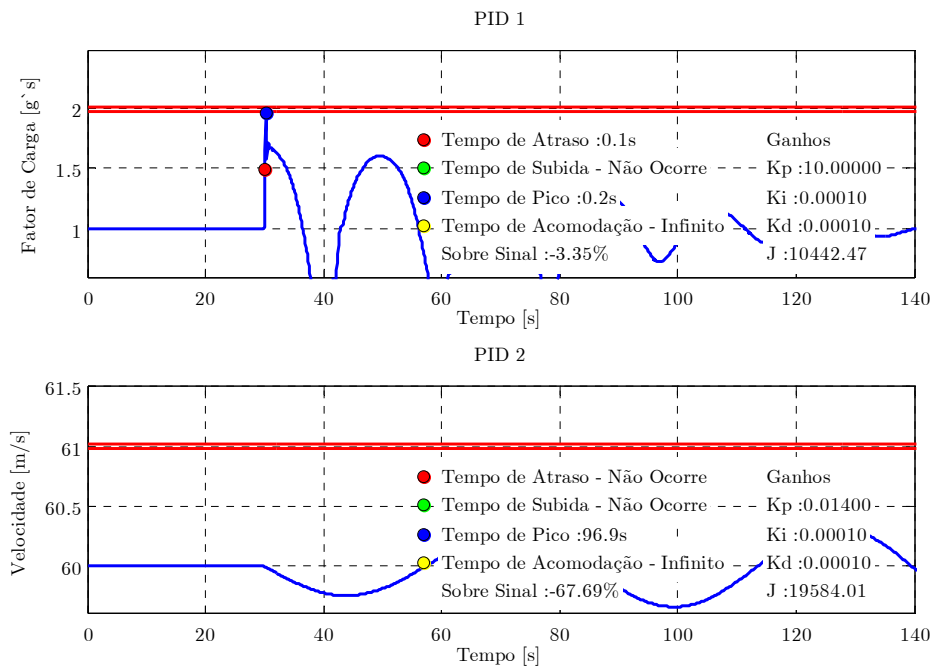
Para a estratégia de assistência à pilotagem 9, também não foi possível o ajuste dos ganhos do controlador pelo método da sensibilidade limite. Dessa forma a estratégia 9 também foi descartada e não foi utilizada nas demais avaliações deste trabalho.

### 5.5.10 ESTRATÉGIA 10

A Tabela 5-18 apresenta o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 8. Na Figura 5.24 tem-se a tentativa de ajustes dos ganhos dos controladores desta estratégia.

**Tabela 5-18 – Variáveis de Controle (Estratégia 10)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Fator de Carga	Velocidade
Fator de Carga	Velocidade	Profundor	Motor



**Figura 5.25 – Estratégia 10, Tentativa de Ajuste dos ganhos**

Neste caso também não foi possível o ajuste dos ganhos dos controladores. Por esse motivo a estratégia 10 também foi descartada.

Nas estratégias com referência baseada no fator de carga pode-se fazer uma análise do motivo para a dificuldade no ajuste dos ganhos do seu controlador.

---

Avaliando a estratégia cruzada, uma entrada degrau no valor do fator de carga exigiria que a aeronave conseguisse manter um valor de fator de carga maior que um, indefinidamente, apenas com ajustes na porcentagem de potência do motor. Facilmente pode-se perceber que esta situação é fisicamente impossível, pois alterações na potência do motor da aeronave podem conseguir provocar uma variação no fator de carga (no regime transiente), mas não são capazes de manter indefinidamente esse acréscimo, pois após um instante de tempo, novamente a aeronave entrará em um regime permanente, com o fator de carga igual a um.

Para a estratégia direta, onde as variações do fator de carga são obtidas através da atuação do profundor, o acréscimo de fator de carga na aeronave deverá ser mantido através de deflexões no profundor. No movimento longitudinal, um fator de carga maior que um indica que a aeronave está ou subindo com aceleração constante, ou girando em torno do seu eixo longitudinal (na forma de loop). O que se observa na aeronave analisada é que a mesma, ao se manter um acréscimo de fator de carga, inicia um loop, mas devido as suas características de desempenho, não consegue se manter na manobra e ocorre o estol.

---

### 5.5.11 ESTRATÉGIA 11

Na Tabela 5-19 apresenta-se o princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 11. Na Tabela 5-20 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

Na, Figura 5.26 apresenta-se a resposta dos controladores da estratégia 11 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.27 apresenta a resposta desses mesmos controladores após a ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-19 – Variáveis de Controle (Estratégia 11)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Velocidades	Velocidade
Ângulo de Velocidades	Velocidade	Motor	Profundor

**Tabela 5-20 – Ajustes de Ganhos para a Estratégia de Controle 11**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	10	-1,1167
Ganho Integral $K_i$	-4,2	-0,11667
Ganho Derivativo $K_D$	-1	-1,5167

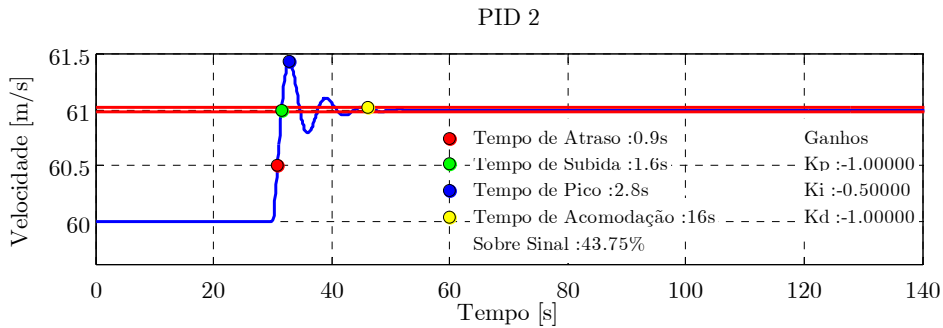
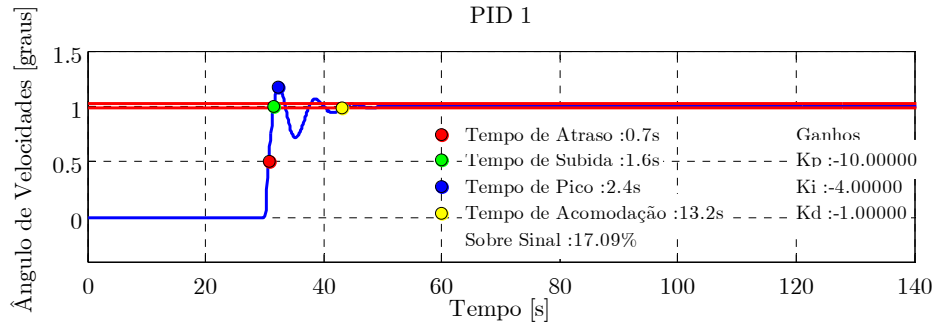


Figura 5.26 – Resposta da Estratégia 11 para os valores iniciais de ganhos

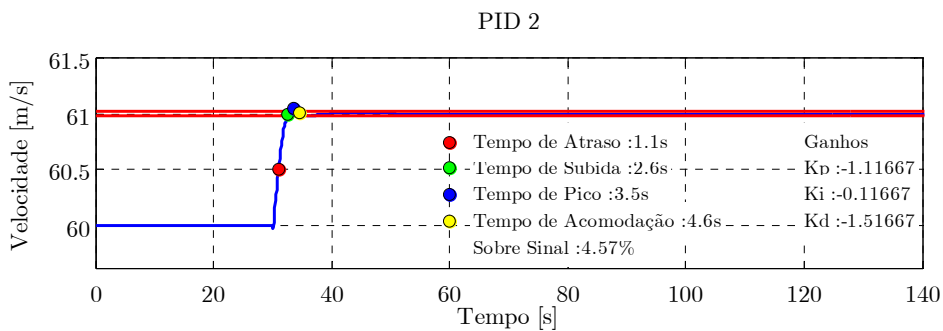
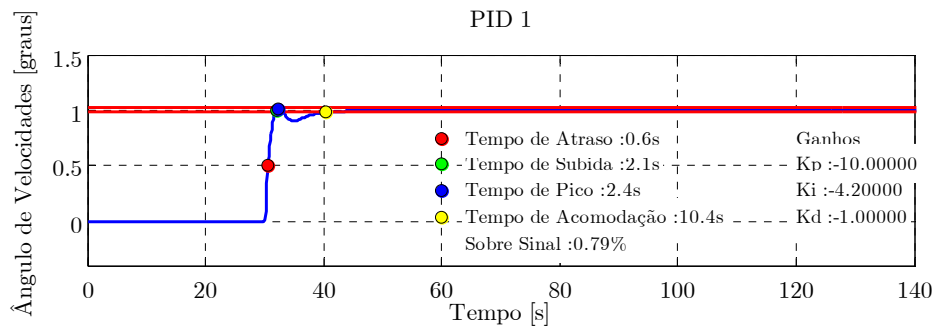


Figura 5.27 – Resposta da Estratégia 11 após a Sexta Etapa de Otimização

---

### 5.5.12 ESTRATÉGIA 12

A Tabela 5-21 apresenta princípio de controle em que se baseia a estratégia de assistência à pilotagem 12. Na Tabela 5-22 são apresentados os valor finais dos ganhos dos controladores desta estratégia após o processo de ajuste dos mesmos.

A Figura 5.28 apresenta a resposta dos controladores da estratégia 12 para os valores iniciais de ganhos dos controladores e a Figura 5.29 apresenta a resposta desses mesmos controladores após o ajuste finais dos seus ganhos.

**Tabela 5-21 – Variáveis de Controle (Estratégia 12)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Ângulo de Velocidades	Velocidade
Ângulo de Velocidades	Velocidade	Profundor	Motor

**Tabela 5-22 – Ajustes de Ganhos para a Estratégia de Controle 12**

	PID 1	PID 2
Ganho Proporcional $K_p$	26,5595	-1,054
Ganho Integral $K_i$	1,9073	-0,28283
Ganho Derivativo $K_D$	-0,17145	-0,20633



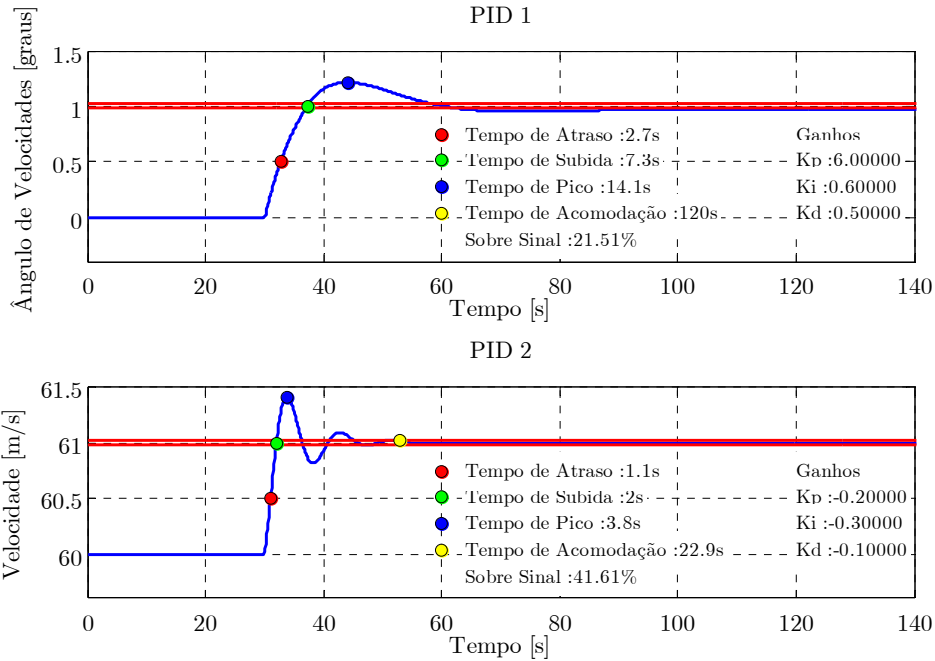


Figura 5.28 – Resposta da Estratégia 12 para os valores iniciais de ganhos

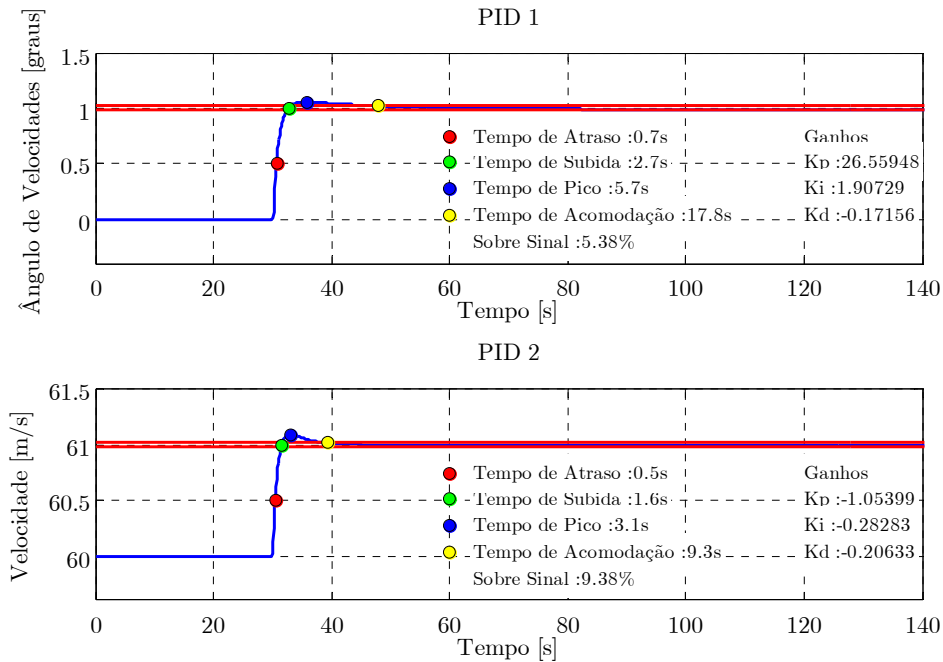


Figura 5.29 – Resposta da Estratégia 12 após a Sexta Etapa de Otimização

---

Dessa forma, das doze estratégias de assistência à pilotagem propostas, em quatro delas não se conseguiu o ajuste dos controladores. Essas quatro estratégias foram, portanto, descartadas, restando oito estratégias a serem implementadas no simulador e avaliadas.

## 5.6 DETERMINAÇÃO DOS VALORES LÍMITES DE REFERÊNCIA

Selecionadas e ajustadas as estratégias de assistência à pilotagem, antes que as mesmas sejam implementadas no simulador, faz-se necessário um estudo dos valores máximo e mínimo admissíveis de cada uma das variáveis controladas de forma que se conheça e se estabeleça o limite de atuação de cada um dos controladores. Os limites de atuação dessas variáveis dependem das características aerodinâmicas e de desempenho da aeronave.

Das variáveis de desempenho, monitoradas pelas estratégias de assistência à pilotagem, as que se relacionam diretamente ao desempenho da aeronave são:

- ◇ Velocidade;
- ◇ Razão de Subida;
- ◇ Ângulo de Arfagem;

Para determinação dos limites dessas variáveis construiu-se uma rotina em linguagem de programação Matlab<sup>®</sup> baseada no simulador de voo desenvolvido, para a determinação das características de desempenho da aeronave. Obteve-se então as curvas de Razão de subida e ângulo de velocidades máximo para a aeronave em função da velocidade, para várias condições de porcentagem de potência.

Na Figura 5.30 apresenta-se os valores de razão de subida máxima e na Figura 5.31 tem-se os valores de ângulo de velocidades máximos. Dessas duas figuras pode-se obter também os limites de velocidade de operação da aeronave. Esses valores serão utilizados nas estratégias

implementadas no simulador de vôo, como os valores limites máximos possíveis de se atribuir às variáveis de referência.

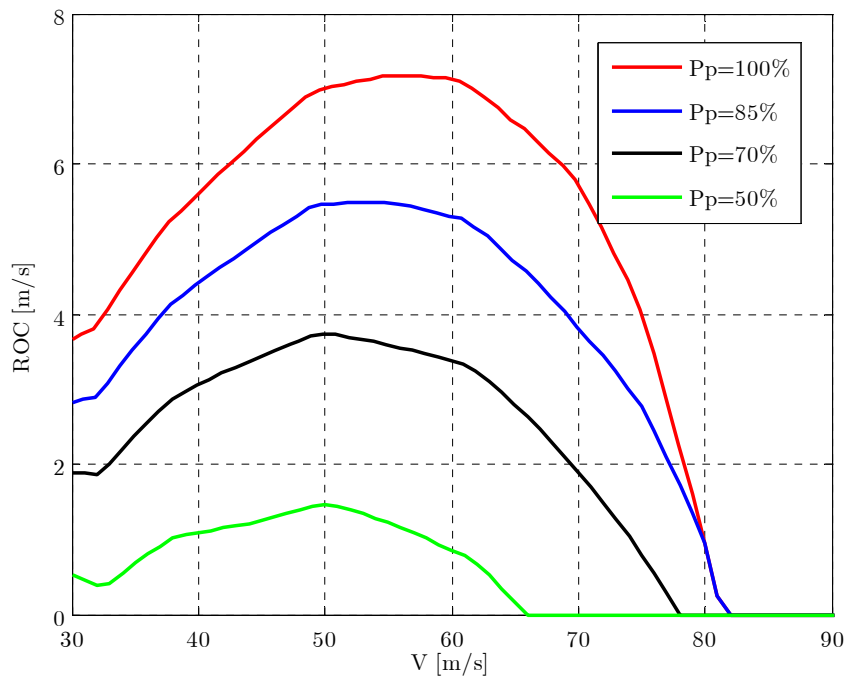


Figura 5.30 – Razão de Subida Máxima

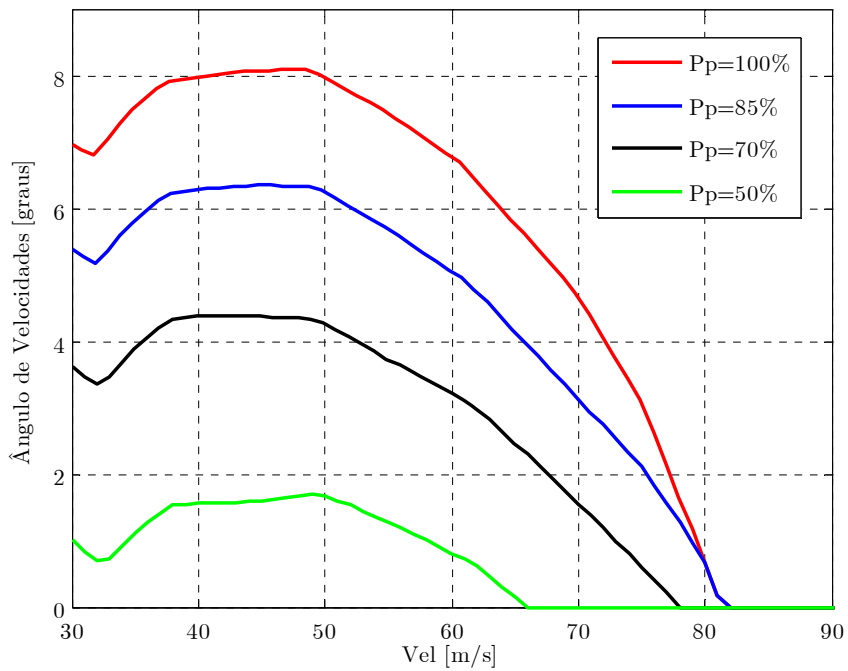


Figura 5.31 – Ângulo de Velocidades Máximo

---

## 5.7 ESTRATÉGIA DE ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM 13

Como descrito no item anterior, os valores de referência das grandezas que cada controlador deverá monitorar foram definidos através dos cálculos de desempenho da aeronave. Estes parâmetros definem os limites para os valores de referência de cada grandeza controlada pelas estratégias de assistência à pilotagem. Neste trabalho os valores desses limites são fixos durante todo o regime de voo. Porém, pode-se observar que esses valores variam de acordo com a condição de voo, como o valor máximo de razão de subida, que varia de acordo com a velocidade de voo (Figura 5.30).

Criou-se então uma décima terceira estratégia de assistência à pilotagem para testar o conceito de um sistema de controle com ajuste adaptativo para os limites das variáveis de referência. O objetivo da implementação de um ajuste adaptativo é que o mesmo pode trazer uma maior segurança à pilotagem. No caso da razão de subida, por exemplo, para cada valor de razão de subida determinado pelo usuário, os limites de velocidades possíveis se ajustarão automaticamente para aqueles possíveis para aquela razão de subida. Dessa forma não existe a possibilidade de se ocorrer o estol da aeronave.

Um problema advindo deste sistema é que os valores de referência para a velocidade vão estar constantemente variando durante a simulação (devido às variações na referência de razão de subida), mesmo que a manete de potência permaneça em uma posição fixa. Caberá ao usuário atuar nos controles de forma a manter a velocidade no valor desejado. A dificuldade inserida por essa modificação será analisada pelos testes no simulador e então avaliada a viabilidade da implementação desse sistema.

A estratégia de controle 13 será implementada da mesma forma que a estratégia 4, apenas alterando o ajuste dos limites de referência da velocidade de valores fixos, para valores variáveis de acordo com o valor da razão de subida instantânea. Os ajustes dos ganhos dos controladores da estratégia 13 foram os mesmos usados na estratégia 4.

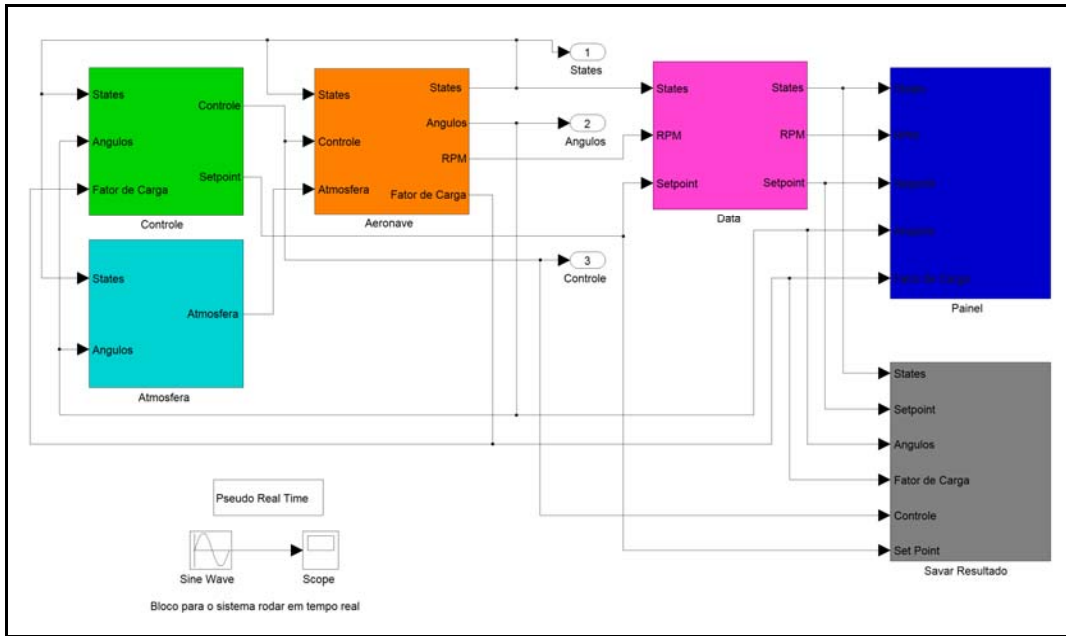
A justificativa pela opção da escolha da estratégia 4 para os testes com o ajuste dinâmico se dá pelo fato de que, em testes preliminares, observou-se que esta estratégia era candidata a uma das estratégias mais eficientes na implementação dos sistemas de assistência à pilotagem. A Tabela 5-23, apresenta o mecanismo de atuação da estratégia 13.

**Tabela 5-23 – Variáveis de Controle (Estratégia 13)**

Referência		Atuação PID1	Atuação PID 2
Manche	Manete de Potência	Razão de Subida [ROC]	Velocidade
Razão de Subida [ROC]	Velocidade	Profundor	Motor

## **5.8 IMPLEMENTAÇÃO DAS ESTRATÉGIAS DE ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM NO SIMULADOR**

As estratégias de assistência à pilotagem propostas foram implementadas no simulador descrito no Capítulo 4. Inicialmente, para implementação dessas estratégias o primeiro passo é a realimentação do bloco de controle do simulador, para a avaliação do erro na variável controlada e conseqüente atuação pelos controladores PID. Na Figura 5.32 apresenta-se o simulador com o bloco de controle com realimentação dos estados da aeronave. Dentro desse bloco foram implementados os controladores.



**Figura 5.32 – Simulador com Realimentação**

Na Figura 5.33 apresenta-se essa implementação no simulador. Através da modificação do valor da variável *estratégia* pode-se selecionar que estratégia de controle será utilizada na simulação, entre o caso sem estratégia de assistência à pilotagem, ou uma das treze estratégias implementadas.

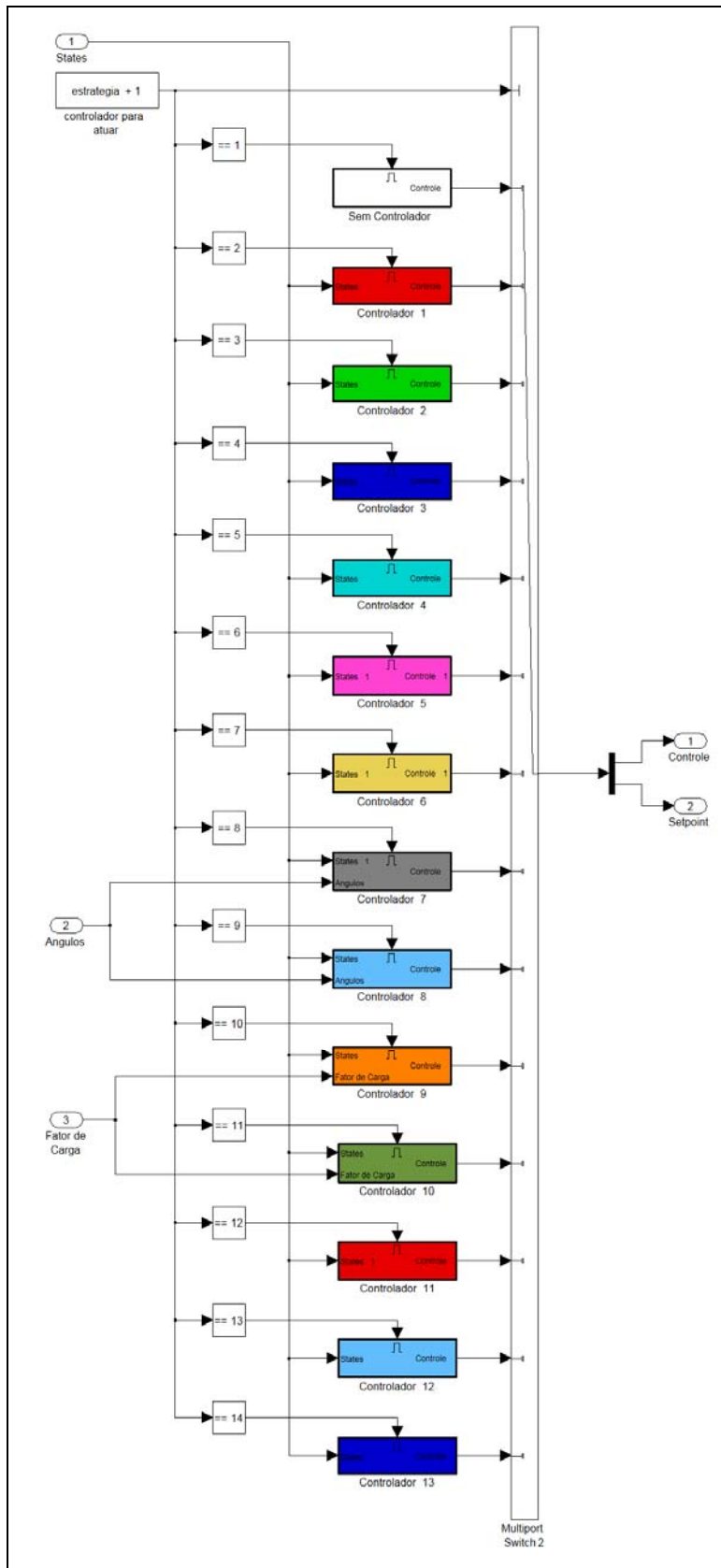


Figura 5.33 – Implementação dos Controladores

Na Figura 5.34 apresenta-se um exemplo de implementação para uma das estratégias de assistência à pilotagem, onde os valores obtidos no joystick (posição do manche e da manete de potência) determinam o valor da referência da grandeza a se monitorar. O valor de referência na variável de saída *controle* tem por finalidade alimentar o bloco que contém o painel de instrumentos do simulador, para que o valor de referência também seja exibido nos instrumentos.

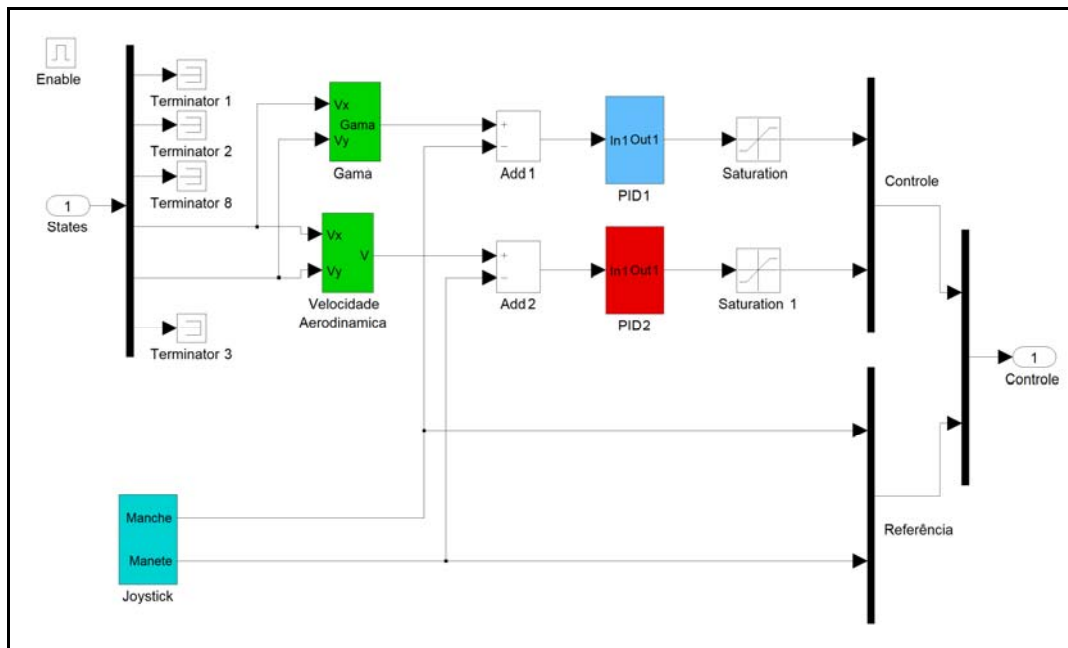


Figura 5.34 – Exemplo de um Controlador

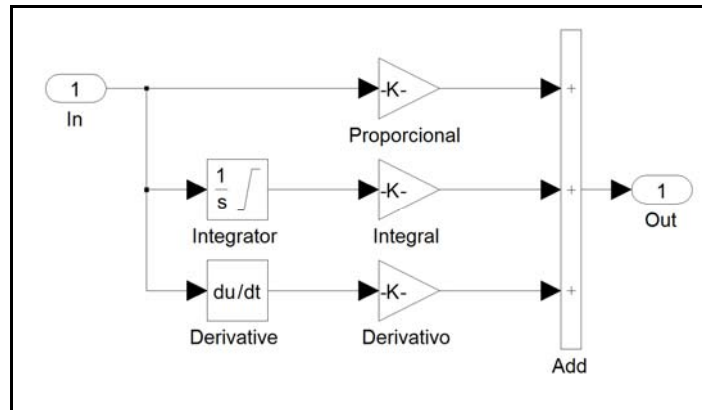
Na Figura 5.35 apresenta-se a implementação de um dos controladores PID, com os respectivos ganhos proporcional, integral e derivativo.

O ajuste integral implementado no controlador PID deve ser do tipo saturado. Isso é necessário pois, apesar de existir um limite de saturação na saída do controlador, caso a aeronave durante um intervalo de tempo grande não consiga atingir o valor de referência, o controlador integral irá fazer com que o valor desse erro cresça continuamente, exigindo uma atuação na variável de controle (deflexão do profundor ou porcentagem de potência) continue crescendo também indefinidamente. Mesmo com o controle de saturação na saída dos controladores limitando esses valores aos valores fisicamente possíveis, o erro ficará acumulado



---

no controlador. Com a utilização do integrador saturado, consegue-se que o valor máximo de erro acumulado no integrador seja igual àquele que provoque as atuações máximas nos comandos (deflexão do profundor ou atuação na manete de potência). Esse problema é conhecido como integrador windup, e a estratégia utilizada para a resolução do mesmo é conhecida como anti-windup strategy (Ogata 2006).



**Figura 5.35 – Controlador PID**

Pretende-se após a conclusão deste trabalho disponibilizar na *homepage* do CEA os códigos em Matlab®, referentes a implementação do simulador, e as rotinas referentes a programação dos controladores.

---

# 6 ENSAIOS

## 6.1 INTRODUÇÃO

Neste capítulo é apresentada a metodologia dos ensaios para avaliação das estratégias de assistência à pilotagem propostas. É feita uma análise para escolha de uma missão a ser realizada pelo usuário, e apresenta uma metodologia para se determinar de que forma a qualidade das estratégias de assistência à pilotagem pode ser mensurada.

## 6.2 TRAJETÓRIA DO ENSAIO

Inicialmente, através de um estudo das características de desempenho da aeronave CB-10 Triathlon, definiu-se um caminho objetivo a ser percorrido pelos usuários. O caminho proposto consiste em uma série de trechos de vôo reto nivelado, subidas e descidas. Os valores de velocidades e ângulos de subida e descida foram definidos de acordo com os cálculos de desempenho, sendo que a trajetória proposta corresponde a um vôo de alto desempenho, de acordo com as características da aeronave. Os parâmetros de desempenho adotados foram obtidos através do simulador desenvolvido nesse trabalho.

Os valores máximos adotados foram:

- ◇ ROC máximo = 7,16 m/s (adotado ROC = 7m/s);
  - Velocidade de ROC máximo = 60 m/s.
  
- ◇ Ângulo de subida máximo = 8,09 graus (adotado = 8 graus);
  - Velocidade de ângulo de subida máximo = 50 m/s.

---

A trajetória foi definida em função dessas características de desempenho da aeronave e é composta de doze trechos. Oportunamente em cada trecho pode se monitorar a velocidade e ou a trajetória percorrida pela aeronave para se avaliar a qualidade das estratégias de controle. A altitude inicial da trajetória foi escolhida como uma altitude de segurança, de maneira que mesmo erros grosseiros dos usuários não levem a aeronave até o solo, essa altitude foi definida como 950m, condição que os ganhos dos controladores foram ajustados.

Os trechos propostos são descritos a seguir:

◇ **Trecho 1**

No primeiro trecho de mil metros não existe monitoramento da velocidade ou altitude. O objetivo é que o usuário tenha um pequeno trecho para se familiarizar com os comandos da aeronave.

◇ **Trecho 2**

Neste trecho o usuário deve voar por mil metros mantendo uma altitude pré-estabelecida e a velocidade de 50 m/s.

◇ **Trecho 3**

Neste trecho o usuário deve voar por mil metros subindo com o ângulo máximo de subida da aeronave (8 graus) e mantendo a velocidade igual a 50m/s.

◇ **Trecho 4**

Neste trecho o usuário deve voar por mil metros mantendo o vôo reto nivelado, ainda mantendo 50m/.

◇ **Trecho 5**

---

Neste trecho o usuário deve voar por mil metros descendo, com ângulo de descida acentuado (8 graus) mantendo a velocidade igual a 50 m/s.

◇ **Trecho 6**

Neste trecho o usuário deve voar novamente por mais mil metros mantendo a altitude constante, e a velocidade de 50 m/s.

◇ **Trecho 7**

No trecho 7, não são monitorados a altitude e nem a velocidade, não são mensurados os erro nessa parte do vôo. A função desse trecho e permitir ao usuário uma transição de velocidades, sendo que antes do próximo trecho a velocidade da aeronave deverá ser aumentada para 60 m/s, o trecho também possui mil metros.

◇ **Trecho 8**

A partir do deste trecho o usuário deverá voar a 60m/s, e neste trecho, além de manter essa velocidade, deve ainda manter o vôo reto nivelado por uma distância de mil metros.

◇ **Trecho 9**

Nesse trecho deve-se subir, mantendo a máxima razão de subida da aeronave (7 m/s) por uma distância de mil metros, mantendo-se a velocidade constante e igual a 60 m/s.

◇ **Trecho 10**

Trecho de mil metros com vôo reto nivelado ainda mantendo a velocidade constante e igual a 60 m/s.

◇ **Trecho 11**

Último trecho de descida, mil metros com ângulo de descida acentuado (8 graus), mantendo a velocidade constante igual a 60 m/s.

---

◇ **Trecho 12**

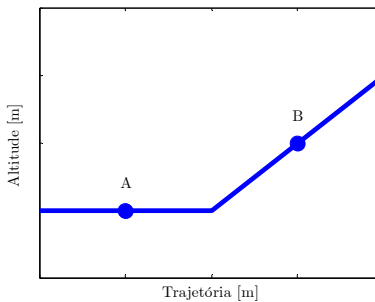
Trecho final, voo reto nivelado por uma distância de mil metros, mantendo a velocidade constante igual a 60 m/s.

### 6.2.1 POLINÔMIO DE HERMITE

Na trajetória proposta anteriormente existe uma descontinuidade da primeira derivada entre as interseções de trechos nivelados com trechos de subida ou descida, o que em uma aeronave representa uma descontinuidade no ângulo de velocidades ( $\gamma$ ). Essa trajetória com descontinuidade é impossível de ser percorrida pela aeronave.

Como forma de resolver esse problema, a interseção entre os trechos foi então suavizada com a utilização dos polinômios de Hermite. Com isso foi possível escrever um polinômio entre dois pontos pertencentes a cada um dos trechos que se pretende suavizar. O polinômio de Hermite determina uma função ligando os dois pontos com o mesmo valor da função e de mesma derivada em cada um dos pontos, o que leva a uma função de derivada primeira contínua.

Para interpolação pelo polinômio de Hermite, toma-se um ponto sobre cada uma das curvas que se deseja interpolar (as suas coordenadas e derivadas). De acordo com a Figura 6.1, tem-se  $x_0$  e  $y_0$  as coordenadas do ponto A e  $\beta_0$  a derivada em A. Em B, tem-se  $x_1$  e  $y_1$  as coordenadas do ponto e  $\beta_1$  a derivada em B.



**Figura 6.1 – Parâmetros do Polinômio de Hermite**

---

Em (Oliveira, 2004) apresenta-se uma cúbica utilizando polinômios de Hermite, de acordo com a Equação (6.1).

$$y(\xi) = N_1(\xi)\alpha_0 + N_2(\xi)\alpha_1 + N_3(\xi)\beta_0 + N_4(\xi)\beta_1 \quad (6.1)$$

sendo:

$$N_1(\xi) = 2\xi^3 - 3\xi^2 + 1 \quad (6.2)$$

$$N_2(\xi) = -2\xi^3 + 3\xi^2 \quad (6.3)$$

$$N_3(\xi) = \xi^3 - 2\xi^2 + \xi \quad (6.4)$$

$$N_4(\xi) = \xi^3 - \xi^2 \quad (6.5)$$

onde:

$$\xi = \frac{x - x_0}{x_1 - x_0} \quad (6.6)$$

$$\alpha_0 = y_0 \quad (6.7)$$

$$\alpha_1 = y_1 \quad (6.8)$$

$$\beta_0 = \left. \frac{dy}{dx} \right|_0 \cdot (x_1 - x_0) \quad (6.9)$$

$$\beta_1 = \left. \frac{dy}{dx} \right|_1 \cdot (x_1 - x_0) \quad (6.10)$$

Na Figura 6.2 apresenta-se a suavização da trajetória com a interpolação pelo polinômio de Hermite. Observa-se em azul a trajetória inicial, e em vermelho o ajuste polinomial. Para a interpolação na trajetória proposta, definiu-se os pontos A e B distantes 100 metros da interseção.

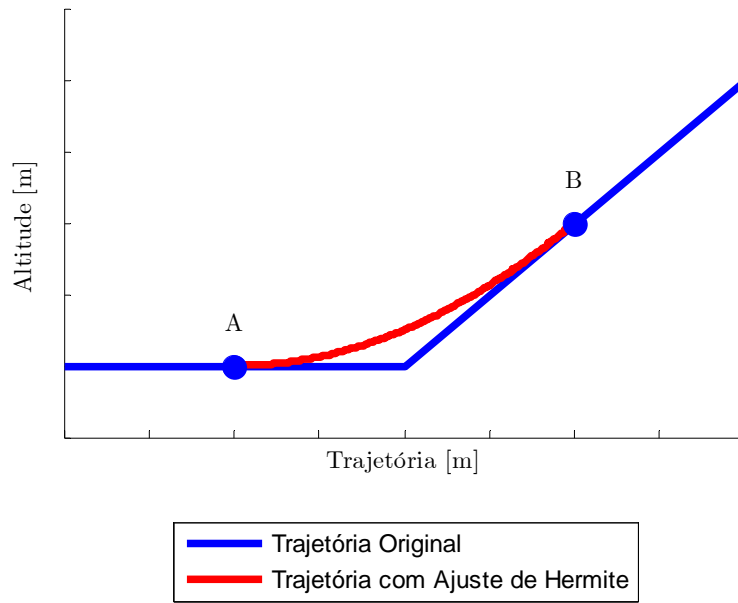


Figura 6.2 – Ajuste de Hermite

### 6.2.2 IDENTIFICAÇÃO DA TRAJETÓRIA

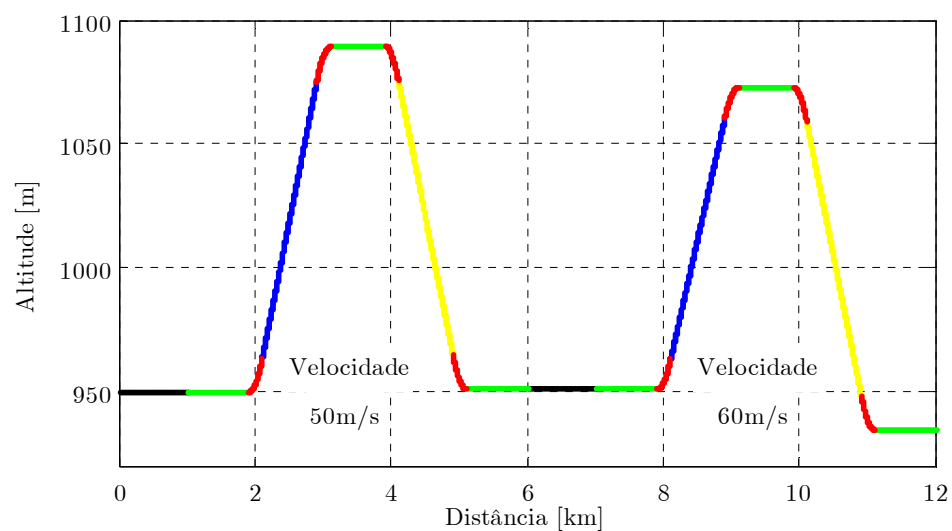
Para uma melhor identificação da trajetória a ser cumprida pelo usuário no simulador, implementou-se uma seqüência de círculos na interface gráfica do programa FlightGear®, de forma que o usuário possa identificar a localização da trajetória a ser percorrida. Foram criadas diferentes cores de círculos para ajudar a identificar o trecho da trajetória em que o usuário está voando, sendo:

- ◇ Preto – Trajetória livre, sem contagem de pontuação.
- ◇ Verde – Trecho reto nivelado.
- ◇ Vermelho – Transições suaves entre os trechos reto nivelados com as subidas ou descidas.
- ◇ Azul – Subidas.
- ◇ Amarelo – Descidas.

---

O procedimento consiste em se gerar figuras em um programa computacional de modelagem 3D, e essas figuras podem então ser inseridas na interface gráfica do programa FlightGear® <sup>1</sup>

Na Figura 6.3 apresenta-se a trajetória proposta para os ensaios de avaliação das estratégias de assistência à pilotagem. Pode se observar a diferenciação das cores de acordo com a relação descrita anteriormente.



**Figura 6.3 – Trajetória proposta para os ensaios**

---

<sup>1</sup> Referências de como adicionar figuras ao FlightGear podem ser encontradas em:

<http://www.flightgear.org/Docs/FAQ.shtml#6.6>

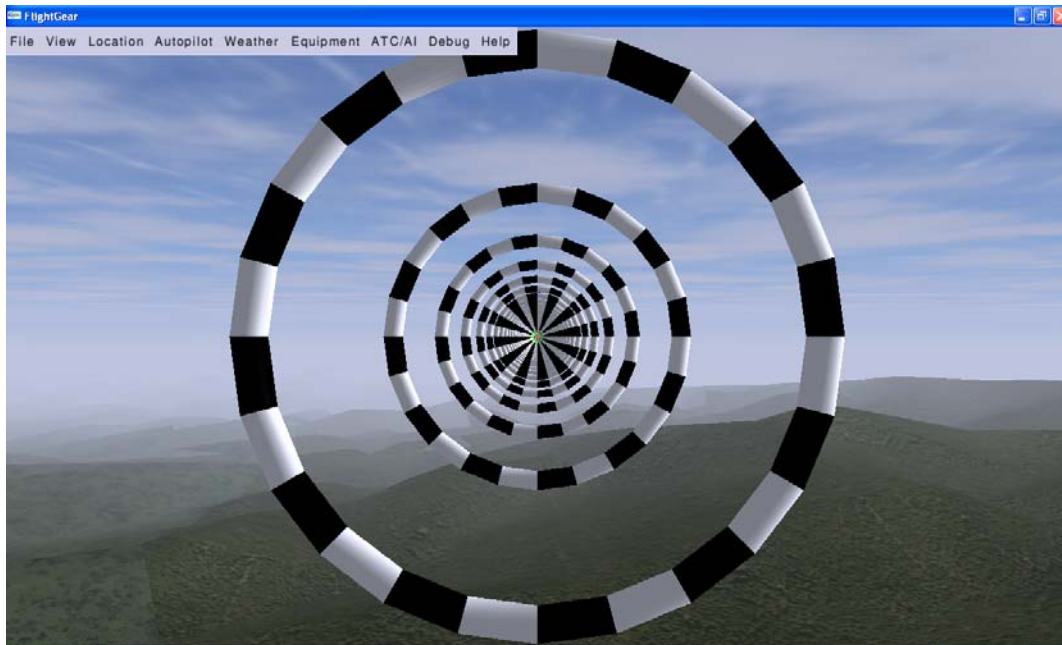
<http://www.flightgear.org/Docs/Scenery/SceneryGeneration/SceneryGeneration.html>

Acessadas em maio de 2009



---

Na Figura 6.4 mostra-se a implementação da trajetória na interface gráfica do programa FlightGear®, apresentando a visão do piloto nos ensaios realizados. Deve-se notar que esta visualização só é utilizada nestes ensaios para criar uma métrica para avaliar as estratégias de assistência à pilotagem. Na prática a adoção destas estratégias em aeronaves reais não exigirá necessariamente tal representação para o piloto.



**Figura 6.4 – Exemplo da Implementação da Trajetória na Interface Gráfica**

### **6.3 METODOLOGIA DE AVALIAÇÃO DOS ENSAIOS**

A qualidade da estratégia de controle foi mensurada de acordo com a capacidade do usuário em voar seguindo a trajetória pré-determinada, apresentada no item anterior, utilizando cada estratégia de assistência à pilotagem separadamente.

Inicialmente cada usuário foi classificado através de uma série de perguntas, de acordo com o seu conhecimento em aeronáutica, simuladores e habilidade em jogos eletrônicos. Em seguida o usuário foi convidado a pilotar a aeronave no simulador sem a implementação das estratégias, com controles convencionais, e em seguida com todas as estratégias de assistência à pilotagem. Após cada simulação foram aplicados dois métodos de avaliação: um deles subjetivo,

---

onde o próprio usuário avaliou qualidade da estratégia de assistência à pilotagem, dando uma nota para a mesma; e um segundo método direto onde foi mensurado o erro na trajetória da aeronave em relação a trajetória proposta. Quanto menor o erro acumulado, melhor foi considerado a qualidade da estratégia.

### **6.3.1 CLASSIFICAÇÃO DOS USUÁRIOS**

Antes de cada ensaio o usuário precisou responder “sim” ou “não” a uma série de oito perguntas descritas a seguir.

- 1 – Possui conhecimento científico na área de aeronáutica?
- 2 – Entende como funciona a atuação das superfícies de comando no avião?
- 3 – É piloto de avião?
- 4 – É piloto de aeromodelo?
- 5 – Possui carteira de motorista?
- 6 – Tem hábito de jogar simulador de voo?
- 7 – Já jogou alguma vez um simulador de voo?
- 8 – Tem habilidade em jogos eletrônicos em geral?

Pretendeu-se realizar os ensaios com diferentes classes de usuários, tanto aqueles sem conhecimento em aeronáutica, quanto pilotos experientes, para que se possa avaliar a viabilidade da implementação das estratégias de assistência à pilotagem para vários perfis de usuários.

---

### **6.3.2 PROCEDIMENTO DE ENSAIO**

Antes de iniciar os ensaios, foi apresentada ao usuário uma explicação resumida do funcionamento das estratégias de assistência à pilotagem, bem como a trajetória e as velocidades que deveriam ser cumpridas durante o voo.

Logo após esta fase inicial, cada o usuário iniciava os vôos simulados, primeiro na condição convencional, sem a implementação de uma das estratégias de assistência à pilotagem, e em seguida voando com as nove estratégias propostas.

### **6.3.3 MÉTODO SUBJETIVO DE AVALIAÇÃO**

O primeiro método de avaliação das estratégias de assistência à pilotagem, subjetivo, consistiu em o próprio usuário atribuir uma nota para cada um dos controladores testados. Para padronizar essa avaliação e facilitar a escolha do usuário, foi adotado um método de avaliação da qualidade de voo largamente conhecido, a escala de Cooper-Harper, apresentada no Capítulo 2.

Após o voo com cada estratégia de assistência à pilotagem, partindo do bloco “decisão do piloto”, o usuário deve então seguir o fluxograma proposto, respondendo às perguntas até se atingir a nota final para a qualidade de voo da estratégia testada, de acordo com a sua avaliação da dificuldade em se cumprir a trajetória e velocidade pré-determinadas para o ensaio. O usuário devia também dar uma nota à condição de simulação sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem.

### **6.3.4 MÉTODO DIRETO DE AVALIAÇÃO**

Além do método subjetivo de avaliação, durante cada simulação os dados da trajetória voada pelo usuário foram gravados em um arquivo, para posteriormente serem avaliados.

A velocidade e a altitude do usuário durante o ensaio, gravadas no arquivo de dados, foram comparadas a velocidade e altitude pré-determinadas. Em cada instante de tempo calcula-

---

se o erro absoluto de velocidade e posição da aeronave, de acordo com as Equações (6.11) e (6.12).

$$ErroVelocidade = \left| V_{voada} - V_{determinada} \right| \quad (6.11)$$

$$ErroAltitude = \left| h_{voada} - h_{determinada} \right| \quad (6.12)$$

O erro total, chamado de erro acumulador, foi então determinado integrando-se o valor de erro no início do trajeto ( $x = 0$ ) até o final da trajetória ( $x = final$ ):

$$ErroAcumuladoVelocidade = \int_{x=0}^{x=final} ErroVelocidade \cdot dx \quad (6.13)$$

$$ErroAcumuladoAltitude = \int_{x=0}^{x=final} ErroAltitude \cdot dx \quad (6.14)$$

De acordo com essa formulação, o valor de erro representa o quanto o usuário voou fora da trajetória pré-determinada. Dessa forma, quanto maior o valor do erro acumulado, pior será considerado a qualidade da estratégia de assistência à pilotagem. Cabe lembrar que no trecho de adaptação inicial, e no trecho de transição, não foram computadas as pontuações de velocidade e altitude.

---

# 7 RESULTADOS

## 7.1 INTRODUÇÃO

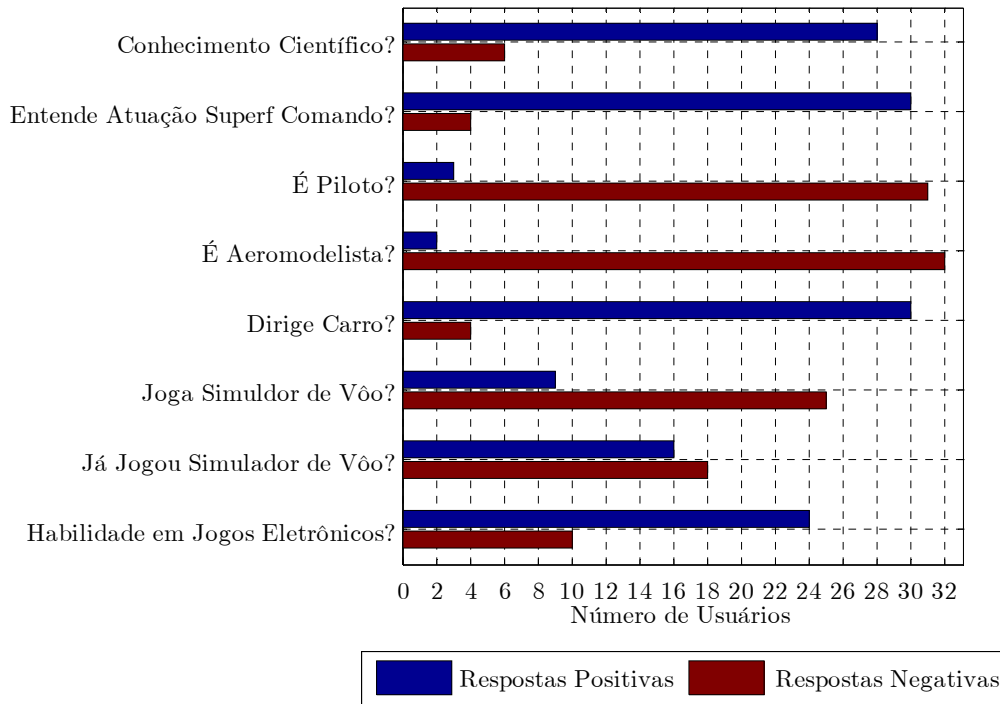
Neste capítulo são apresentados os resultados dos ensaios realizados no simulador com as diversas estratégias de assistência à pilotagem implementadas, assim como uma análise da eficácia destas estratégias. Inicialmente é feita uma análise do perfil dos usuários que realizaram a simulação, e em seguida é discutida a qualidade das estratégias em função da nota subjetiva (de acordo com a escala de Cooper-Harper) atribuída por estes a cada uma das estratégias testadas. Em seguida é feita uma análise do funcionamento de cada um dos tipos de controladores utilizados nas estratégias de assistência à pilotagem, provando a sua capacidade de atuação. Logo após, são apresentados os valores de erro acumulado obtidos por cada um dos usuários, durante a simulação com cada uma das estratégias. É feita também uma análise das características de voo obtidas com cada uma das estratégias, através da avaliação de grandezas típicas da qualidade do voo como: ângulo de ataque, ângulo de arfagem e fator de carga na aeronave. É feita também uma avaliação da efetividade da implementação das estratégias através da comparação de dois usuários em lados opostos, um com experiência em pilotagem e um sem conhecimento na área. Finalmente é avaliada separadamente a estratégia de assistência à pilotagem proposta com o controlador que possui o ajuste adaptativo dos limites da velocidade de referência discutindo-se a viabilidade da implementação da mesma.

### 7.1.1 PERFIL DOS USUÁRIOS

Para validação dos resultados desejava-se um perfil diverso de usuários para realizar os ensaios. Deseja-se que as estratégias sejam eficientes, tanto para usuários com conhecimento de pilotagem ou de aeronáutica, quanto para aqueles usuários sem conhecimento algum. Na Figura

---

7.1, apresenta-se um gráfico de barras com as respostas de cada um dos usuários. As barras azuis representam a número de respostas positivas às perguntas, e as barras vermelhas o número de respostas negativas às perguntas.



**Figura 7.1 – Perfil dos Usuários**

Ao todo foram analisados trinta e quatro usuários. Desses, vinte e oito possuíam bom conhecimento em aeronáutica, e seis não possuíam conhecimento sobre o tema. Trinta entendiam a dinâmica de atuação das superfícies de comando em uma aeronave. Três usuários avaliados eram pilotos, e dois aeromodelistas (nenhum dos pilotos era também aeromodelista). Trinta possuíam carteira de motorista. Nove possuíam hábito de jogar simuladores de vôo, e dezesseis já haviam jogado alguma vez simuladores de vôo, e ainda vinte e quatro declararam ter habilidade com jogos eletrônicos. Devido à dificuldade em se encontrar usuários disponíveis, especialmente pilotos, não foi possível garantir a mesma quantidade respostas positivas e negativas.

---

## 7.2 AVALIAÇÃO SUBJETIVA DE ACORDO COM A ESCALA DE COOPER-HARPER

A Tabela 7-1, apresenta as notas atribuídas a cada uma das estratégias de assistência à pilotagem por todos os usuários de acordo com a escala de Cooper-Harper. Na

Tabela 7-2 são apresentadas as médias dessas notas.

Das nove estratégias avaliadas, pode-se observar que em oito delas houve uma melhora na qualidade do voo em relação à condição sem estratégia de assistência à pilotagem, de acordo com a opinião dos usuários. Em apenas uma das estratégias (a estratégia 5, baseada no controle do ângulo de arfagem, com controle cruzado) houve uma piora na qualidade do voo, isso de acordo com a opinião dos usuários. Todas as outras oito estratégias de assistência à pilotagem obtiveram uma classificação melhor que a condição sem implementação das estratégias, de acordo com a Tabela de Cooper-Harper

A nota média obtida para condição sem a implementação de estratégias de assistência à pilotagem foi igual a 7,4. Na escala de Cooper-Harper isso representaria “um sistema de controle em que o desempenho adequado não pode ser obtido com carga de trabalho tolerável, um melhoramento é obrigatoriamente exigido, e o sistema apresenta deficiências graves”.

A estratégia 4 (controle com referência na razão de subida, e com controladores diretos) e a estratégia 12 (controle com referência no ângulo de velocidades, com controladores também diretos) foram as estratégias que obtiveram a melhor nota média na classificação dos usuários. Essas duas estratégias foram as únicas que obtiveram uma nota menor que três. Na escala de Cooper-Harper isso indica que a estratégia está “satisfatória sem melhoramentos, com um nível de deficiência entre desagradáveis e desprezíveis”, sendo classificada entre razoável e boa.

Tabela 7-1 – Notas dos Usuários de Acordo com a Escala de Cooper-Harper

Usuário	Sem Estratégia	Estratégia 1 (Cruzada)	Estratégia 2 (Direta)	Estratégia 3 (Cruzada)	Estratégia 4 (Direta)	Estratégia 5 (Cruzada)	Estratégia 6 (Direta)	Estratégia 11 (Cruzada)	Estratégia 12 (Direta)	Estratégia 13
1	6	6	1	3	2	6	2	3	1	4
2	3	6	2	5	2	9	5	4	2	6
3	9	9	3	5	1	10	4	4	1	4
4	10	3	1	3	1	6	4	3	1	1
5	10	5	3	6	1	9	5	2	2	2
6	9	9	5	4	3	9	4	4	6	5
7	9	9	5	4	4	6	5	3	2	4
8	7	5	4	6	3	9	2	2	1	8
9	6	10	4	5	2	6	4	1	2	4
10	6	5	3	5	3	8	2	1	1	3
11	3	10	1	5	2	8	1	4	2	4
12	8	10	1	3	3	6	2	3	3	4
13	8	7	7	7	6	9	5	8	3	5
14	6	4	3	4	4	6	3	4	3	5
15	7	5	3	2	1	5	3	2	3	6
16	10	10	8	6	5	8	6	3	5	7
17	10	9	5	4	2	8	5	3	3	5
18	6	10	3	5	4	9	3	6	4	3
19	7	5	3	3	2	9	3	4	1	4
20	6	10	2	3	1	9	3	4	2	2
21	5	7	4	6	3	9	4	3	2	5
22	8	4	2	1	1	9	1	1	1	2
23	10	8	4	10	5	7	4	6	3	2
24	8	9	5	6	3	7	3	4	2	4
25	8	9	1	2	1	9	2	2	1	3
26	7	7	3	2	1	9	2	2	1	4
27	6	7	2	4	1	10	3	3	1	1
28	10	10	7	7	2	9	7	5	1	1
29	10	10	2	4	4	7	5	3	2	3
30	9	5	3	3	1	7	4	5	5	1
31	5	5	3	4	3	6	2	2	2	3
32	6	2	1	2	2	3	1	1	1	1
33	7	9	2	3	2	8	3	3	2	4
34	7	7	3	2	2	5	4	3	3	4



Tabela 7-2 – Média das Notas dos Usuários

		Referência (Velocidade e Altitude)		Referência (Velocidade e Razão de Subida)		Referência (Velocidade e Ângulo de Arfagem)		Referência (Velocidade e Ângulo de Velocidades)		Referência (Velocidade e Razão de Subida)
	Sem Assistência à Pilotagem	Estratégia 1 (Cruzada)	Estratégia 2 (Direta)	Estratégia 3 (Cruzada)	Estratégia 4 (Direta)	Estratégia 5 (Cruzada)	Estratégia 6 (Direta)	Estratégia 11 (Cruzada)	Estratégia 12 (Direta)	Estratégia 13
Média	7,4	7,2	3,2	4,3	2,5	7,7	3,4	3,4	2,2	3,6
Desvio Padrão	2,0	2,4	1,8	1,9	1,4	1,7	1,5	1,5	1,3	1,7

Observa-se ainda que entre os pares de estratégia de assistência à pilotagem, sempre as estratégias com controle cruzado obtiveram notas piores em relação ao seu par, de controle direto. Em todos os casos essa tendência foi verificada.

Um destaque especial deve ser dado às estratégias de assistência à pilotagem com referência baseadas, no controle de ângulo de velocidades, estratégias 11 e 12. A estratégia 12, com controle direto, foi a estratégia que obteve a melhor nota na classificação dos usuários igual a 2,2, classificada como “boa, em que as deficiências são desprezíveis”. O seu par, cruzado, foi o único das estratégias cruzadas que obteve uma nota menor que 4, sendo possível classificar a estratégia na categoria “sem a necessidade de melhoramentos” de acordo com a Tabela de Cooper-Harper. Uma nota acima de 4 indica que o melhoramento já é desejado. Esse par de estratégias foi o único em que tanto a estratégia de controle cruzado, como a estratégia de controle direto, foram classificadas em uma condição que estão satisfatórias sem melhoramentos (por Cooper-Harper). Pela Tabela 7-1 pode-se observar ainda que das estratégias cruzadas a

---

estratégia 11 foi a única que não recebeu de nenhum dos usuários a nota 10, um sistema classificado como incontrolável.

Cabe ressaltar que essa avaliação não pode ser utilizada para classificar a qualidade das estratégias como um todo. Cada usuário avaliou apenas a capacidade em cumprir a trajetória pré determinada pelos ensaios, e essa classificação só deve ser adotada para um voo com características semelhantes à trajetória proposta.

### 7.3 ATUAÇÃO DOS CONTROLADORES

A seguir serão apresentados alguns exemplos da atuação dos controladores de forma a atingir o valor da variável de referência. Será mostrado um exemplo para cada tipo de controlador implementado.

A Figura 7.2, mostra a atuação do controlador de altitude, empregado nas estratégias 1 e 2. Em azul pode-se ver o valor da variável de referência para o controlador, e em vermelho o valor atual da variável controlada, no caso, a altitude.

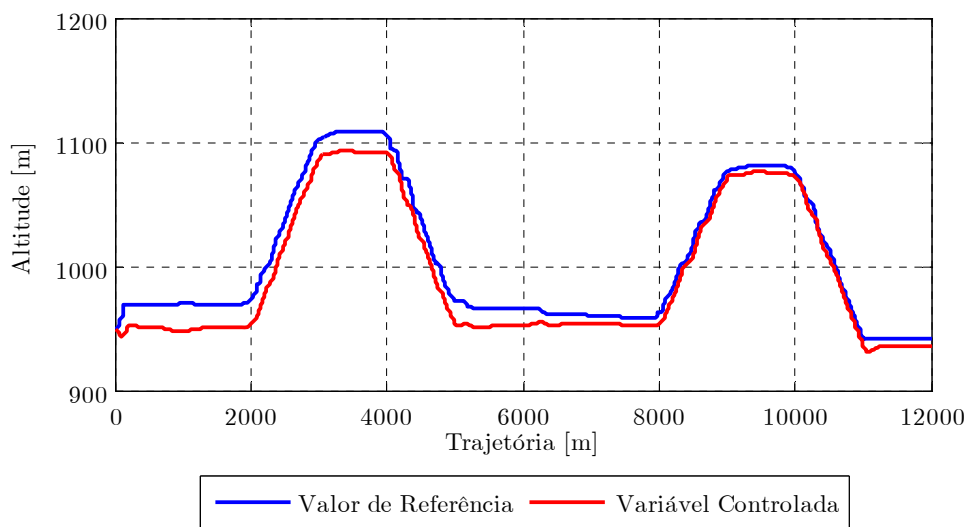
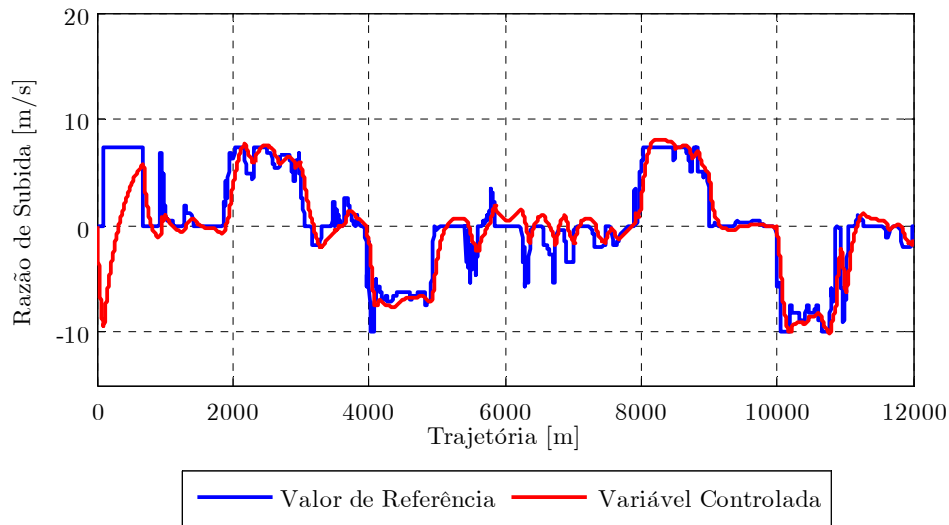


Figura 7.2 – Atuação do Controle de Altitude

---

Para o controle de altitude pode-se observar uma dificuldade do controlador em atingir o valor de referência. Existe um erro estacionário no sistema que o controlador leva muito tempo para conseguir reduzir, sobretudo devido às limitações de razão de subida da aeronave.

Na Figura 7.3 pode-se observar a atuação do controlador de razão de subida, referente às estratégias 3 e 4. Nesse caso observa-se que não existe o erro permanente como apresentado pelo controlador de altitude, porém ele apresenta um pequeno atraso na sua resposta, devido à inércia da aeronave em estabelecer um determinado ângulo de subida.



**Figura 7.3 – Atuação do Controlador de Razão de Subida**

Na Figura 7.4 observa-se a atuação do controlador de ângulo de arfagem, controlador este implementado nas estratégias de número 5 e 6. Neste caso observa-se uma melhora no tempo de resposta do controlador, mas com um erro permanente, sobretudo para variações máximas da referência.

Na Figura 7.5 apresenta-se a atuação do controlador de ângulo de velocidades, que foi implementado nas estratégias 11 e 12. Observa-se um comportamento semelhante ao caso anterior.

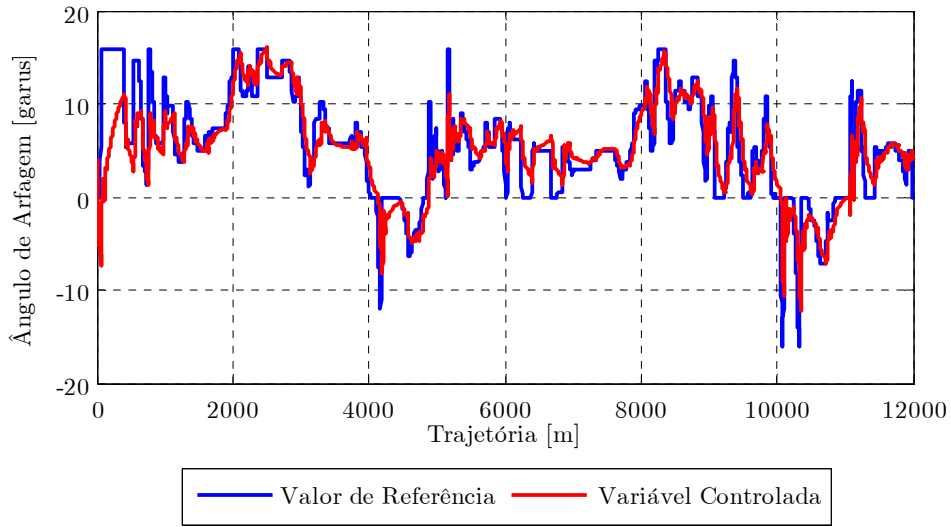


Figura 7.4 – Atuação do Controlador de Ângulo de Arfagem

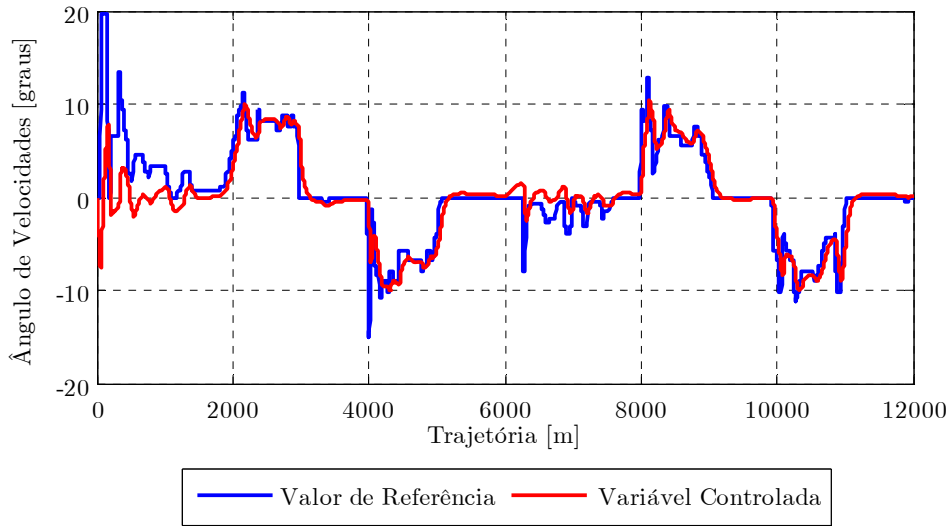
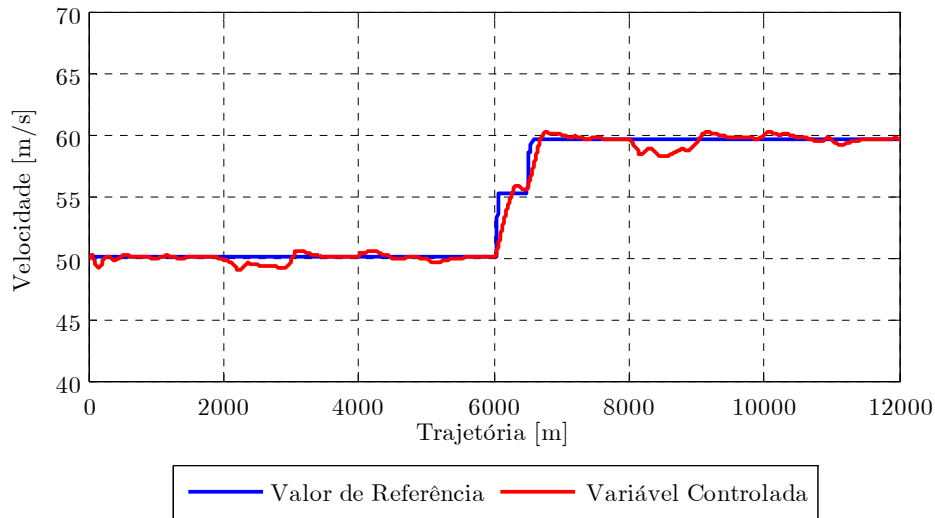


Figura 7.5 – Atuação do Controlador de Ângulo de Velocidades

O controle de velocidade é empregado em todas as estratégias implementadas. Em algumas de forma direta (com o controlador atuando na porcentagem de potência) e em algumas de forma cruzada (com o controlador atuando na deflexão do profundo). Na Figura 7.6 apresenta-se um exemplo onde o controlador é empregado com atuação de forma direta. Pode-se observar que em alguns trechos, mesmo com a velocidade de referência em um valor constante, ocorre uma alteração no valor da variável controlada. Isso ocorre, pois como destacado

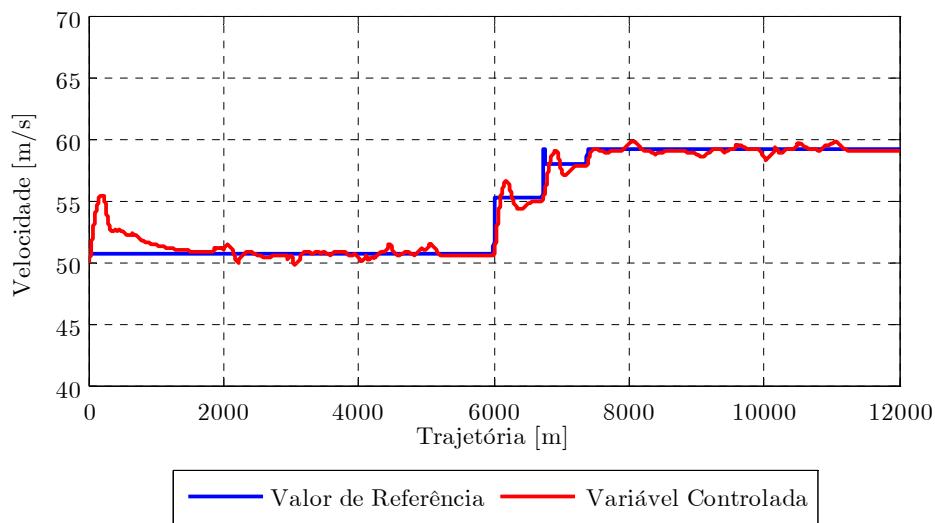
---

anteriormente, os comandos da aeronave são acoplados, e alterações em um comando (profundor ou manete de potência) podem levar a alterações nas duas variáveis controladas.



**Figura 7.6 – Atuação do Controlador de Velocidade (Direto)**

Já na Figura 7.7 apresenta-se um exemplo onde o mesmo controlador de velocidade é empregado, com atuação de forma cruzada. Pode-se observar que no controle com implementação cruzada existe uma maior oscilação no valor da variável controlada, mesmo nos trechos em que a variável de referência se encontra com valor constante.



**Figura 7.7 – Atuação do Controlador de Velocidade (Cruzado)**

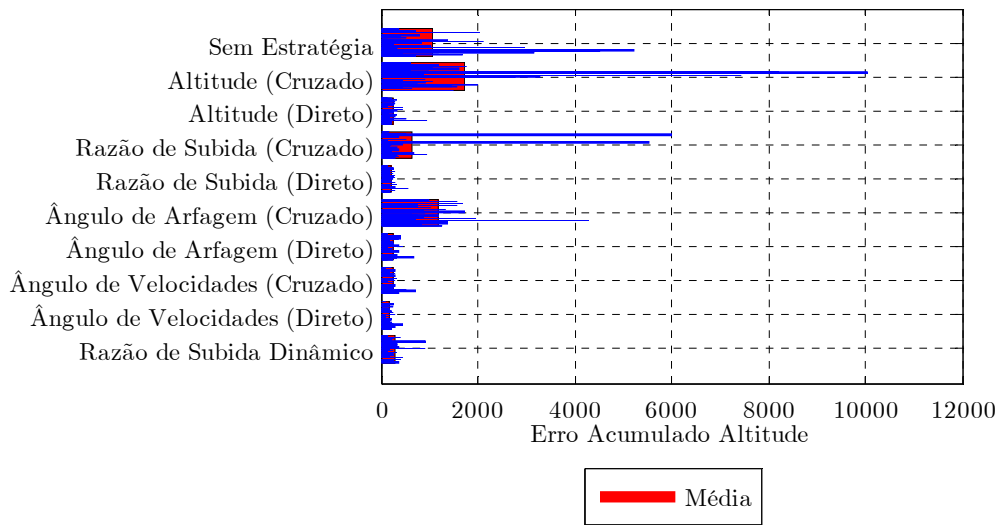
---

## 7.4 ERRO ACUMULADO NA ALTITUDE

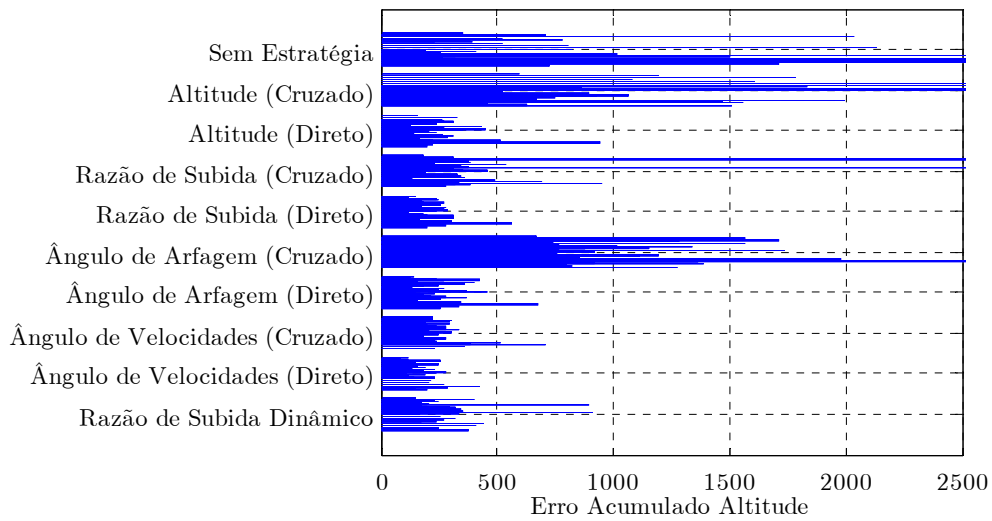
Como descrito no Capítulo 6, para análise da qualidade das estratégias de assistência à pilotagem, estabeleceu-se um critério de erro baseado no quão próximo da trajetória determinada o usuário foi capaz de voar.

Na Figura 7.8 apresenta-se em um gráfico de barras, o erro acumulado de cada usuário com relação à trajetória voada. Cada linha mais fina (em azul) representa a pontuação de um usuário, agrupadas para cada uma das estratégias de assistência à pilotagem propostas. As barras vermelhas representam a média de todos os usuários para o mesmo caso. Pode-se observar que os maiores valores de erro acumulado são obtidos pelas estratégias de controle cruzado, assim também como ocorre na condição sem a implementação de estratégias de assistência à pilotagem.

Na Figura 7.9 apresenta-se um detalhe da Figura 7.8, essa mesma figura, com uma redução no limite da escala dos valores de erro para que se possa ter uma melhor referência dos valores obtidos, tendo-se em vista que alguns usuários obtiveram valores muito altos de erro acumulado, principalmente com a utilização da estratégia de assistência à pilotagem número 1, com controle de altitude e ajuste cruzado.

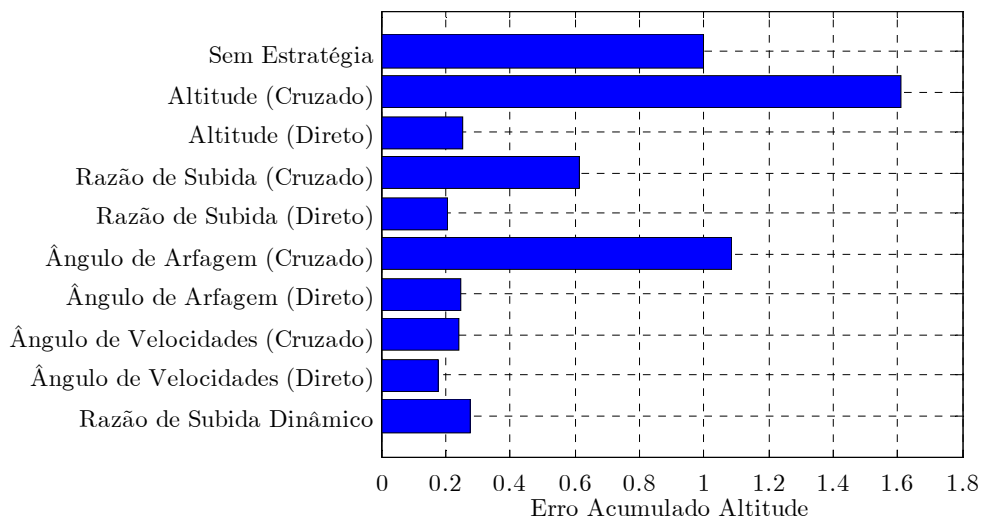


**Figura 7.8 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada**



**Figura 7.9 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada Detalhe da Figura 7.8**

Na Figura 7.10 é apresentada uma média da pontuação de todos os usuários de uma forma normalizada em relação à condição sem estratégia de assistência à pilotagem. Através dessa normalização pode-se determinar um valor de referência quantitativo para a melhora ou piora da qualidade do voo com a implementação da assistência à pilotagem.



**Figura 7.10 – Média de Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória (Normalizada)**

A pior estratégia de assistência à pilotagem, estabelecendo-se uma classificação quantitativa, foi a estratégia com controle de altitude cruzado, que apresentou uma piora de mais de 60% em relação à aeronave com controle convencional, sem estratégia de assistência à pilotagem. Já as estratégias de assistência à pilotagem de razão de subida e ângulo de velocidades (com controle direto), apresentaram uma melhoria, de aproximadamente 80% em relação ao controle convencional. A estratégia de ângulo de arfagem com controle cruzado se equipara a condição sem implementação das estratégias. De acordo com essa classificação, a estratégia mais eficiente foi a estratégia de assistência à pilotagem 12, com a referência baseada no ângulo de velocidades e com controle direto.



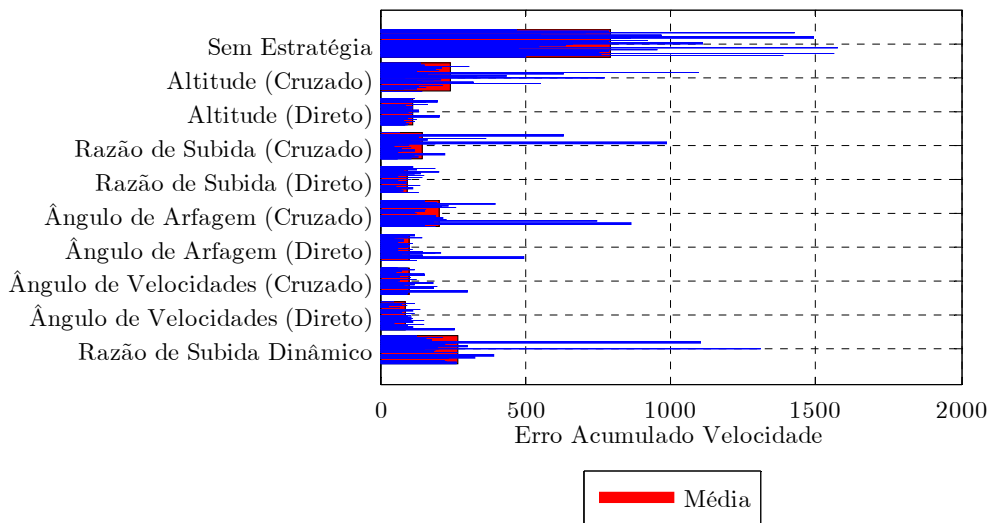
---

## 7.5 ERRO ACUMULADO NA VELOCIDADE

Da mesma forma, para a velocidade voada na trajetória pelos usuários, calculou-se o erro acumulando mensurando-se o quão próximo ao valor de velocidade determinada cada usuário foi capaz de voar.

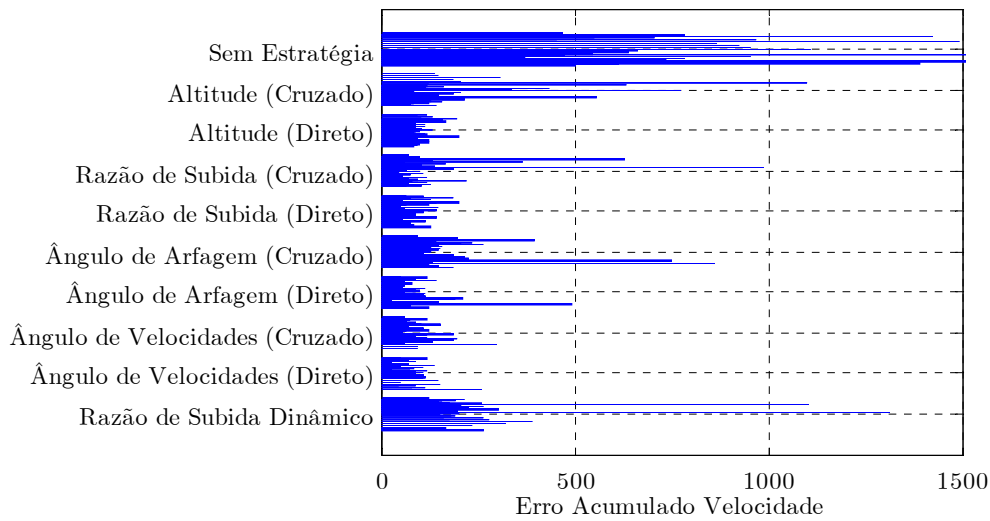
Na Figura 7.11 apresenta-se o erro acumulado para a velocidade voada por todos os usuários. As barras em vermelho representam a média desses valores. Da mesma forma que na análise do erro de trajetória, na Figura 7.12 é apresentado um detalhe da Figura 7.11 para uma melhor visualização do resultado obtido.

Nesse caso observa-se que em todas as estratégias de assistência à pilotagem implementadas ocorreu uma diminuição do erro acumulado pelos usuários. Observa-se ainda que em todos os casos, o erro acumulado nas estratégias cruzadas foi sempre maior que aquele acumulado nas estratégias diretas.



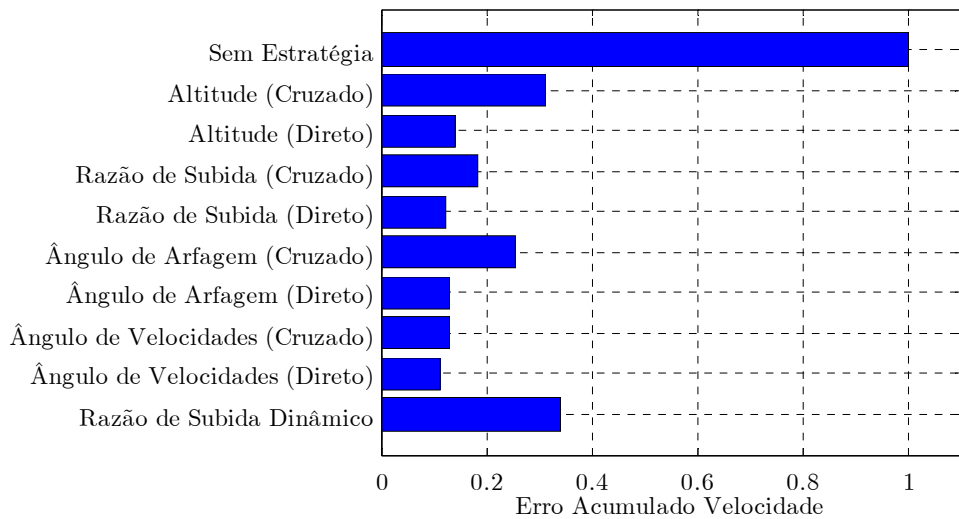
**Figura 7.11 – Erro Acumulado dos Usuários para a Velocidade Voada**

Na Figura 7.13 apresenta-se a média dos valores de erro de todos os usuários, de forma normalizada, pela condição sem implementação das estratégias de assistência à pilotagem.



**Figura 7.12 – Erro Acumulado dos Usuários para a Trajetória Voada.**

**Detalhe da Figura 7.11**



**Figura 7.13 - Erro Acumulado de Pontuação do Usuários para a Velocidade**

**Voada (Normalizado)**

Como mencionado anteriormente, pode-se observar uma melhora em todas as estratégias de assistência à pilotagem, em relação à aeronave com controles convencionais. Todas as estratégias apresentaram uma melhora de mais de 60%. Isso indica claramente que a implementação da estratégia de controle de velocidade traz melhorias ao controle da velocidade

---

durante o voo. A melhoria entre as estratégias de assistência à pilotagem com controle direto foi equiparável e sempre maior que 80%. Somando-se a essas, as estratégias cruzadas com referência baseados na razão de subida e no ângulo de velocidades obtiveram uma melhora sempre maior que 80%.

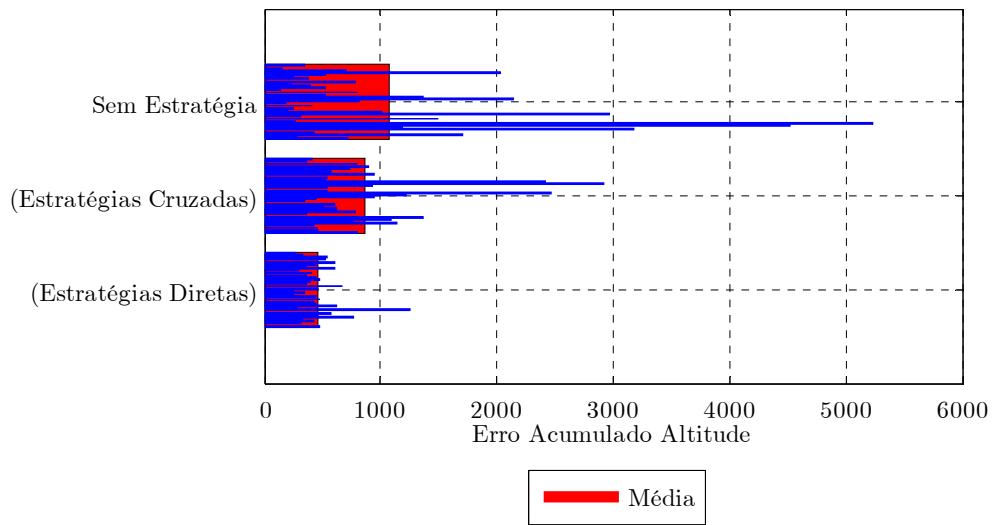
## **7.6 COMPARAÇÃO ENTRE AS ESTRATÉGIAS DE ASSISTÊNCIA À PILOTAGEM COM CONTROLE DIRETO E CRUZADO**

As estratégias de assistência à pilotagem foram desenvolvidas ao pares, sendo de controle direto e de controle cruzado. Dessa maneira, é feita uma análise dessas duas formas de controle, agrupando-as de acordo com a forma de atuação.

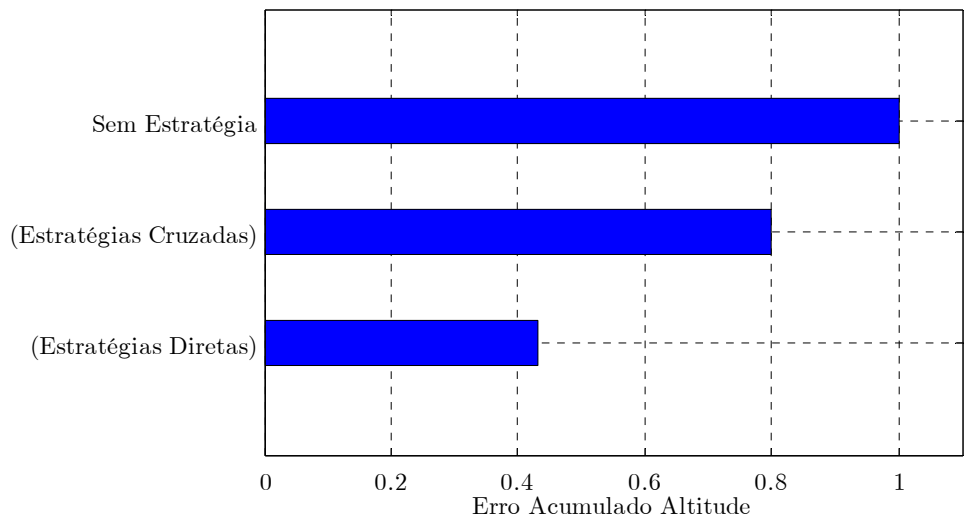
### **7.6.1 INFLUÊNCIA DA FORMA DE ATUAÇÃO DE CONTROLE NA TRAJETÓRIA**

Na Figura 7.14, apresenta-se o erro acumulado pelos usuários na trajetória voada, agrupados de acordo com a forma de controle. Pode-se comparar o erro para o controle de voo normal, sem a implementação de estratégias de assistência à pilotagem, com os dois tipos de estratégia empregados, de atuação direta e de atuação cruzada. Na Figura 7.15 é apresentada a média do erro, para cada tipo de estratégia de controle, normalizada para a condição sem implementação de estratégia de assistência à pilotagem.

Para os dois tipos de estratégias de assistência à pilotagem pode-se observar uma melhora na qualidade do voo. Porém, essa melhora é mais significativa quando se avalia as estratégias de controle direto. Nesse caso, pode-se quantificar uma melhora de pouco menos de 60% da pontuação obtida. Para a estratégias cruzadas, essa melhora se apresenta de forma menos significativa de aproximadamente 20%.



**Figura 7.14 – Comparação do Erro Acumulado na Trajetória de Acordo com a Forma de Controle das Estratégias**

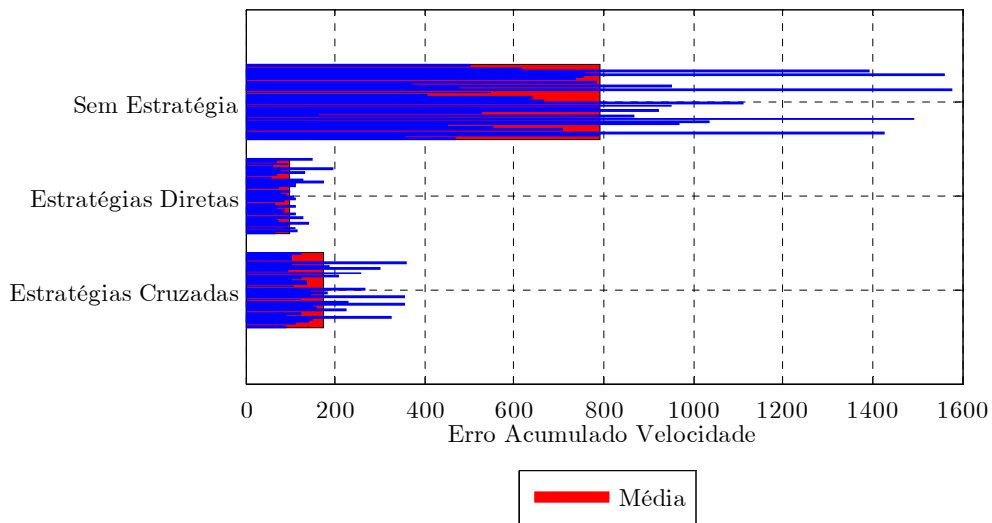


**Figura 7.15 – Comparação do Erro Acumulado da Trajetória de Acordo com o Tipo de Estratégia (Normalizado)**

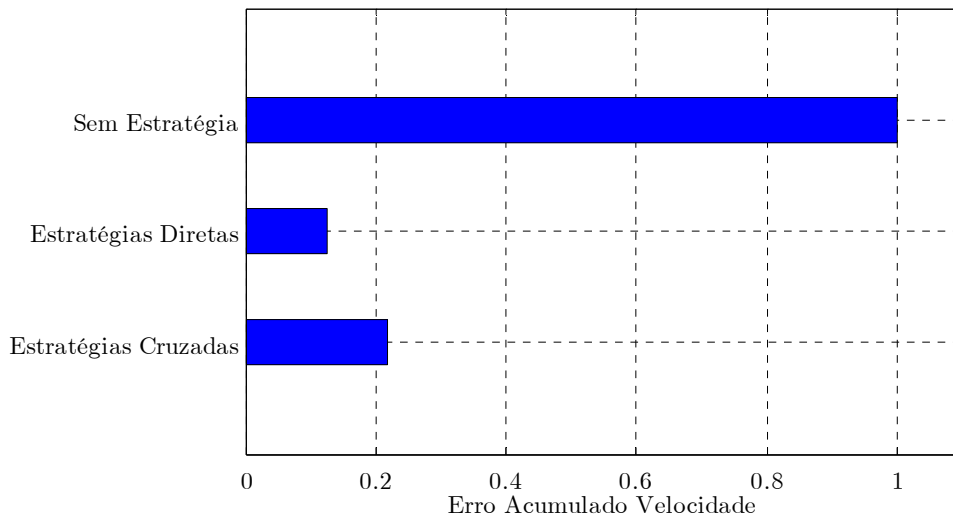
### 7.6.2 INFLUENCIA DA FORMA DE ATUAÇÃO DE CONTROLE NA VELOCIDADE

Da mesma forma foi analisada a influência da forma de controle, no valor da velocidade voada.

Na Figura 7.16 apresenta-se o erro acumulado dos usuários para as estratégias implementadas, agrupadas em cruzadas e diretas, comparadas com a pontuação para o voo sem estratégia de controle. Já na Figura 7.17 apresenta-se uma média normalizada, em relação a condição sem implementação de estratégias de assistência à pilotagem.



**Figura 7.16 - Comparação do Erro Acumulado de Velocidade de acordo com a Forma de Controle das Estratégias**



**Figura 7.17 - Comparação do Erro Acumulado de Velocidade de acordo com o Tipo de Estratégia (Normalizada)**

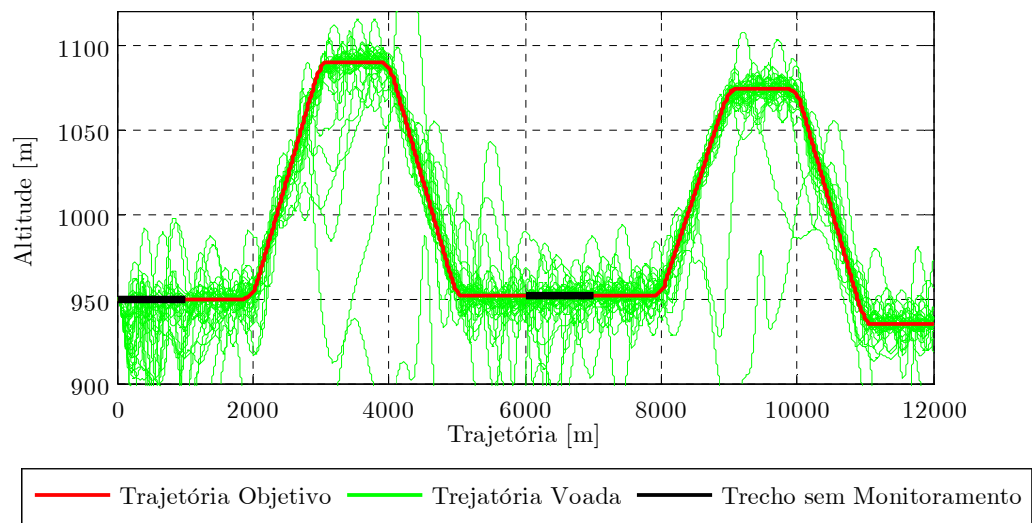
---

Neste caso, observa-se que tanto as estratégias de controle direto como as estratégias de controle cruzado, provêem uma significativa redução no erro acumulado, em relação à condição de controles convencionais. A melhoria das estratégias diretas é de mais de 80%. Já as estratégias cruzadas apresentam uma melhoria um pouco menor que 80%. Com isso pode-se concluir a viabilidade da implementação do controle de velocidade, tanto para as estratégias cruzadas como para as estratégias diretas.

## **7.7 ANÁLISE DA CAPACIDADE DE VOAR NA TRAJETÓRIA DETERMINADA**

A avaliação da capacidade do usuário em voar na trajetória pré-determinada é muito importante na análise das estratégias de assistência à pilotagem, principalmente levando-se em consideração situações como o pouso. Esta é uma das etapas mais críticas durante o voo. Uma alteração na trajetória ideal pode levar a acidentes fatais, como o choque da aeronave com o solo.

Na Figura 7.18 apresenta-se a trajetória voada por cada um dos usuários em relação à trajetória pré-determinada, para o caso sem estratégia de controle. Em vermelho tem-se a trajetória de referência, por onde o usuário deveria voar. As linhas verdes representam as trajetórias voadas por cada um dos trinta e três usuários avaliados, e os trechos destacados em preto são as regiões onde o voo era livre, isto é, a trajetória não era monitorada, pelos motivos explicados anteriormente.



**Figura 7.18 – Trajetória Voada (Sem Estratégia de Controle)**

Pode-se observar a grande dispersão em relação à trajetória desejada. Essa foi a característica apresentada pela maioria dos usuários, principalmente os que possuíam pouco conhecimento sobre pilotagem e ou simulador. Nas Figura 7.19 à Figura 7.26 são apresentadas as trajetórias para as estratégias de assistência à pilotagem implementadas, na seqüência, estratégias 1, 2, 3, 4, 5, 6, 11 e 12.

---

### 7.7.1 ESTRATÉGIA 1 E 2 (REFERÊNCIA DE ALTITUDE)

Nas Figura 7.19 e Figura 7.20 apresenta-se a trajetória de todos os usuários, com a implementação da estratégia 1 (cruzada) e 2 (direta), respectivamente. Na estratégia cruzada observa-se a grande dispersão dos resultados, bem menor para o caso da estratégia direta.

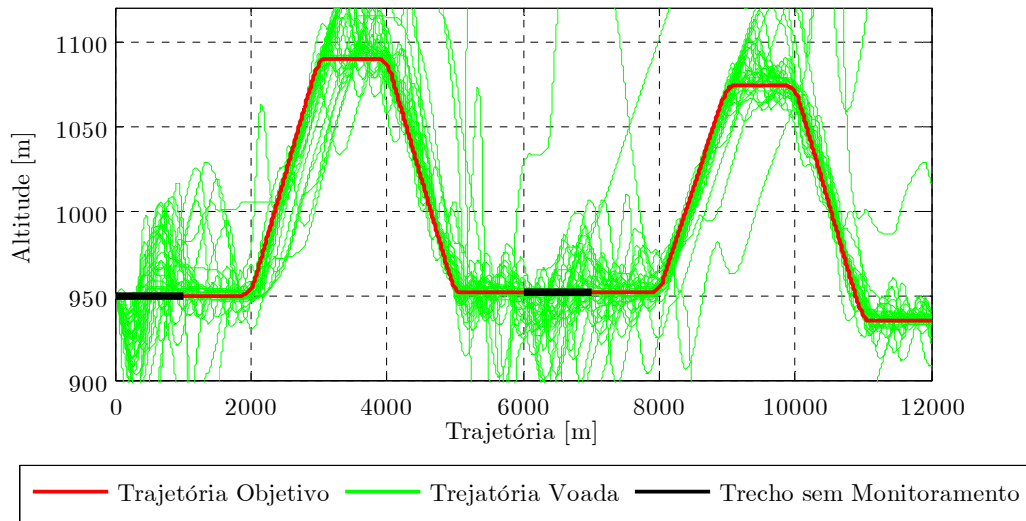


Figura 7.19 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 1)

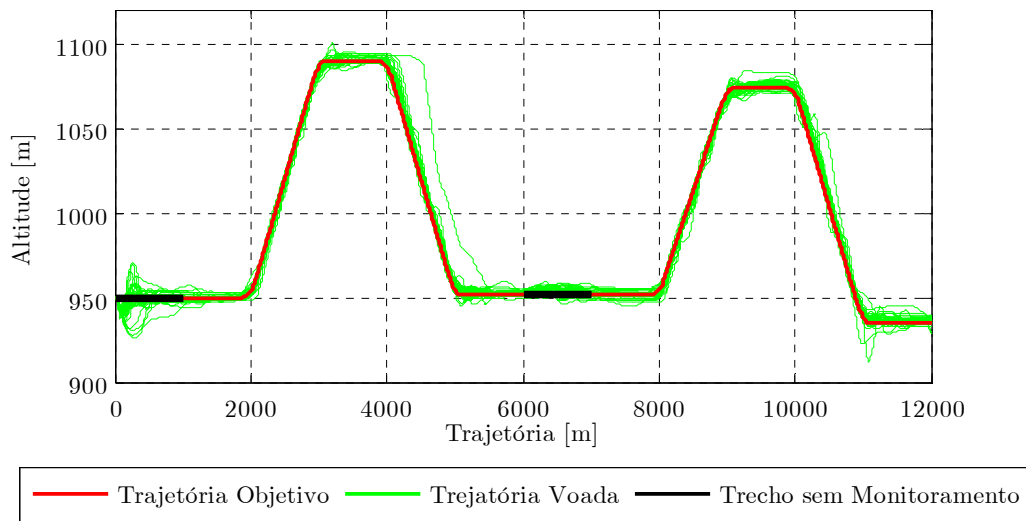


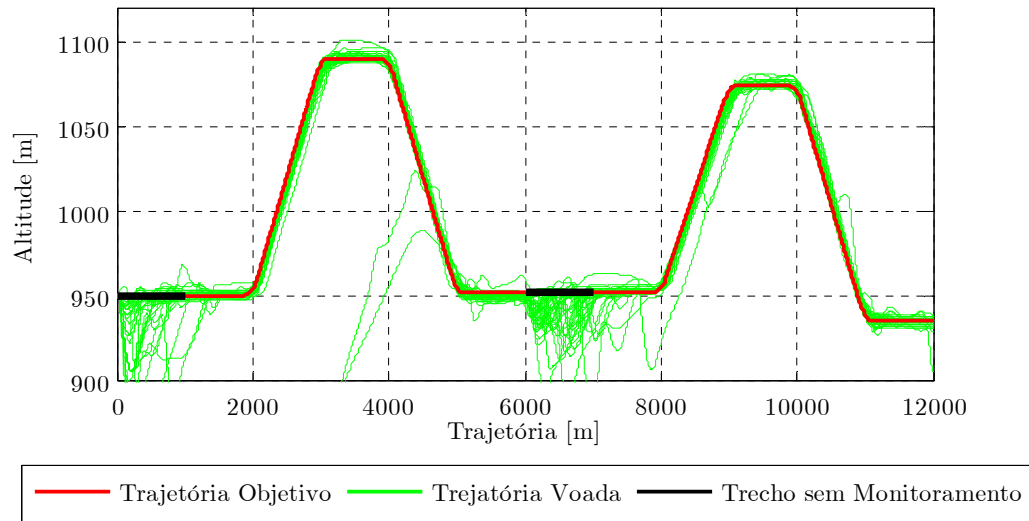
Figura 7.20 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 2)



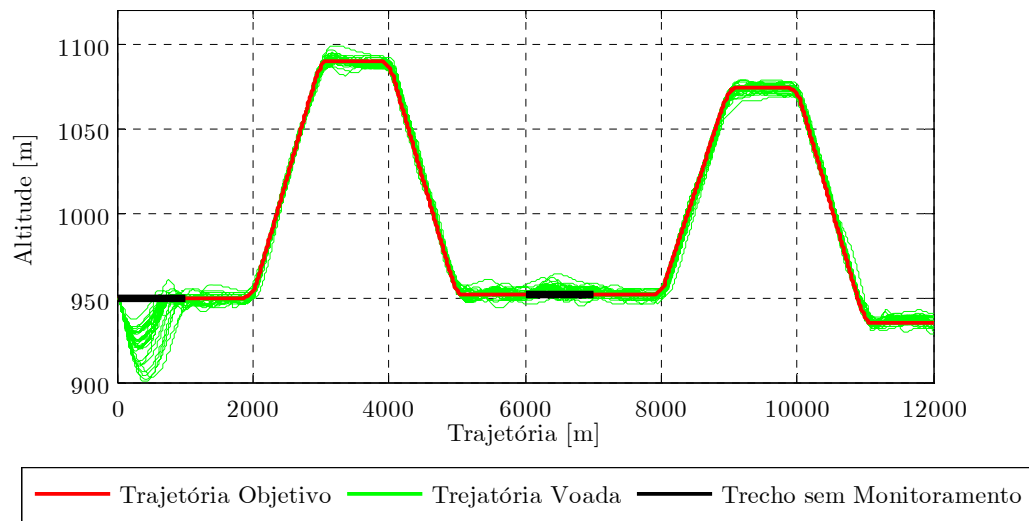
---

### 7.7.2 ESTRATÉGIA 3 E 4 (REFERÊNCIA DE RAZÃO DE SUBIDA)

Nas Figura 7.21 e Figura 7.22 apresenta-se a trajetória dos usuários para o caso das estratégias com controle de razão de subida como referência, baseada em controle cruzado e direto, respectivamente.



**Figura 7.21 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 3)**

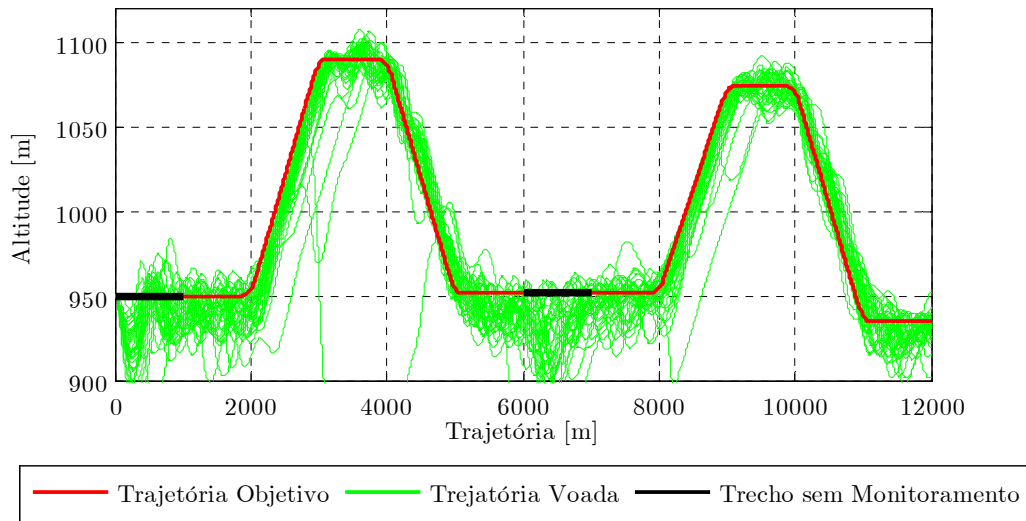


**Figura 7.22 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 4)**

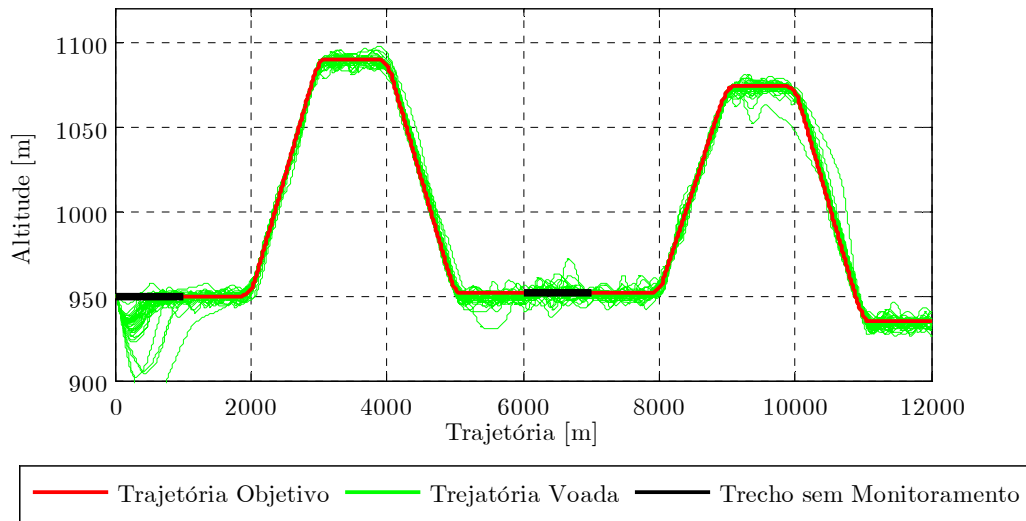
---

### 7.7.3 ESTRATÉGIA 5 E 6 (REFERÊNCIA DE ÂNGULO DE ARFAGEM)

Nas Figura 7.23 e Figura 7.24 apresenta-se a trajetória executada pelos usuários ao voar as estratégias 5 (cruzada) e 6, respectivamente.



**Figura 7.23 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 5)**

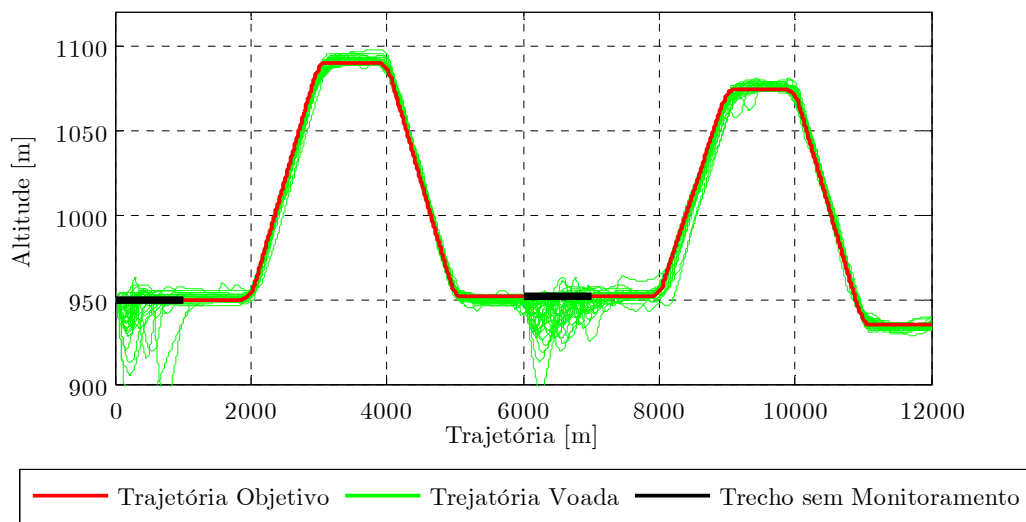


**Figura 7.24 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 6)**

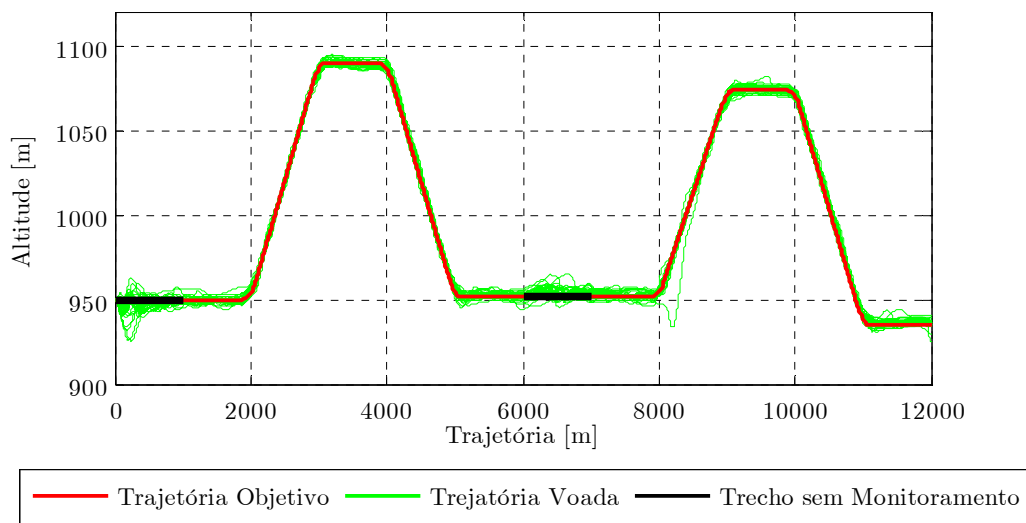
---

#### 7.7.4 ESTRATÉGIA 11 E 12 (REFERÊNCIA DE ÂNGULO DE VELOCIDADES)

Nas Figura 7.25 e Figura 7.26 apresenta-se a trajetória dos usuários na simulação com a implementação das estratégias de assistência à pilotagem 11 (cruzada) e 12 (direta), respectivamente.



**Figura 7.25 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 11)**



**Figura 7.26 – Trajetória Voada (Estratégia de Controle 12)**

---

Na análise da trajetória voada pelos usuários em relação à trajetória pré-determinada, o que se observa é que para todas as estratégias diretas, houve melhora em relação à condição da aeronave com controles convencionais.

Já nas estratégias cruzadas, apenas para as estratégias com referência na razão de subida (estratégia 3) e na estratégia com referência no ângulo de velocidades (estratégia 11) pôde-se observar uma melhora significativa na qualidade do voo. Nas estratégias cruzadas com referência baseada na altitude e ângulo de arfagem, não se pôde afirmar que houve uma melhora em relação à condição sem estratégia de assistência à pilotagem.

Pôde-se perceber com os resultados apresentados neste capítulo a eficácia da melhora na trajetória voada, com a implementação da uma estratégia de assistência à pilotagem adequada.

---

## 7.8 ANÁLISE DA CAPACIDADE DE VOAR NA VELOCIDADE DETERMINADA

Uma análise quanto à velocidade voada pelos usuários durante a trajetória também foi realizada. Na Figura 7.27 é apresentada a velocidade voada pelos usuários (em verde) comparando-se à velocidade de referência (em vermelho), para a aeronave sem assistência à pilotagem. Uma linha azul destaca a velocidade de estol da aeronave. Pode-se observar a grande dispersão dos valores de velocidades apresentados pelos usuários.

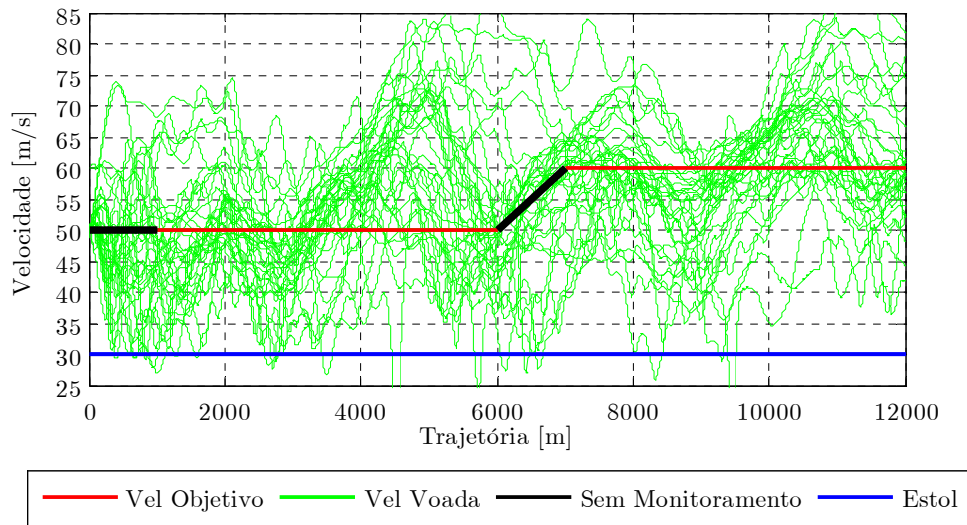
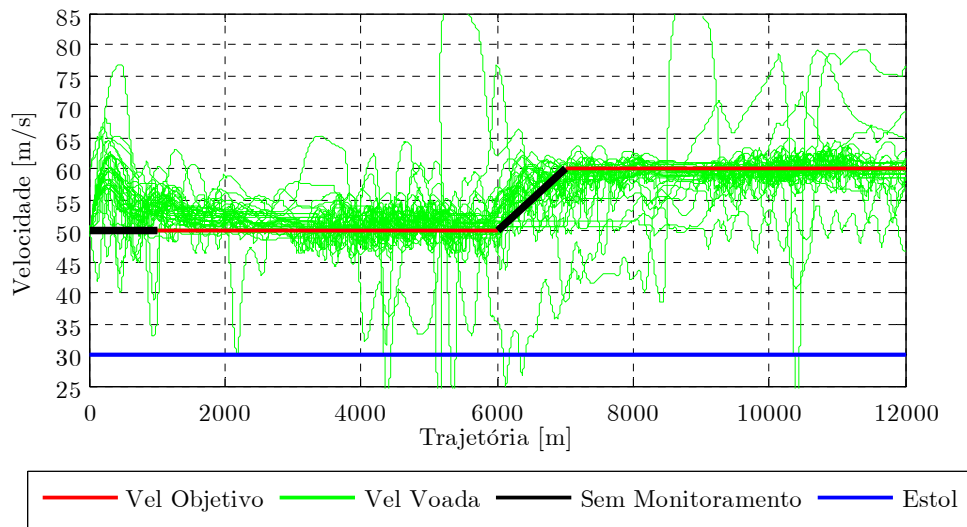


Figura 7.27 – Velocidade Voada (Sem Estratégia de Controle)

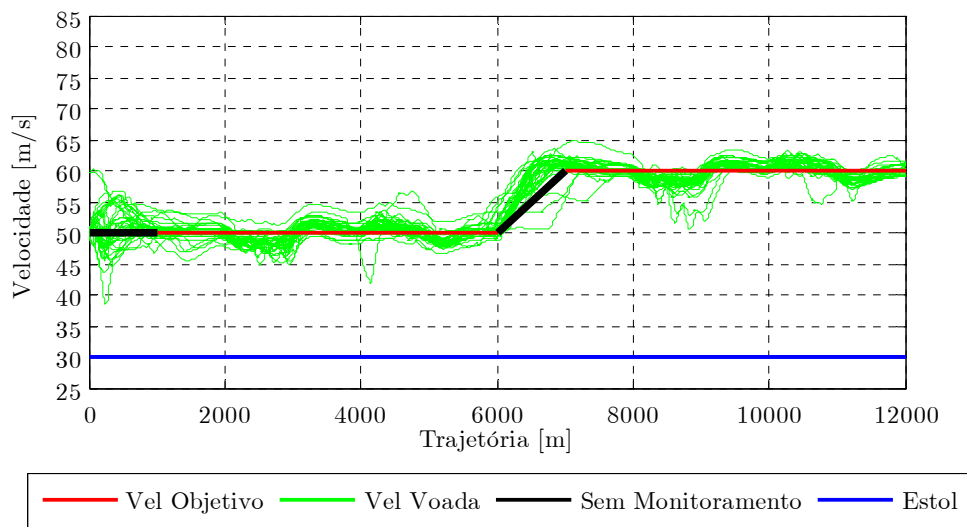
---

### 7.8.1 ESTRATÉGIA 1 E 2 (REFERÊNCIA DE ALTITUDE)

Nas Figura 7.28 e Figura 7.29, apresenta-se a velocidade voada por todos os usuários durante a simulação, para o caso de implementação da estratégia de assistência à pilotagem baseada na referência de altitude, sendo a Figura 7.28 é referente ao controle cruzado e a Figura 7.29 é referente à implementação do controle direto.



**Figura 7.28 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 1)**

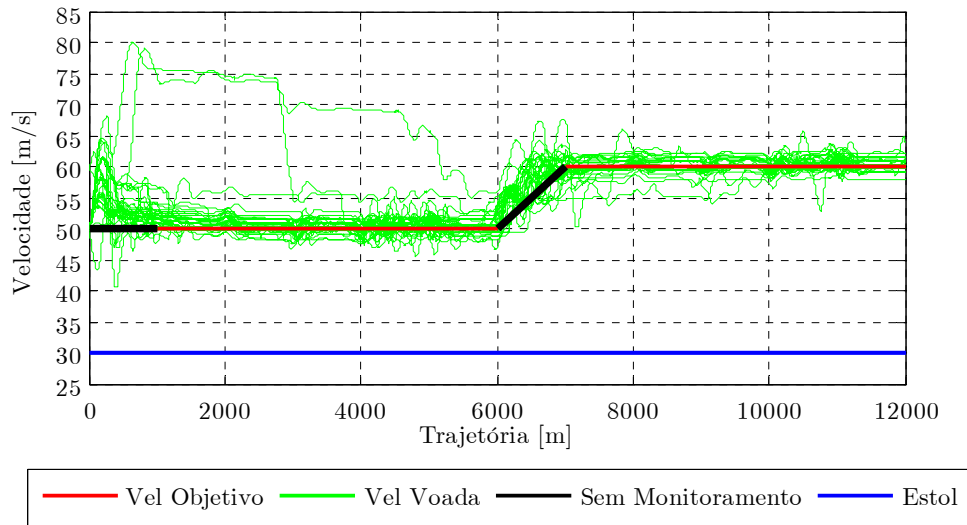


**Figura 7.29 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 2)**

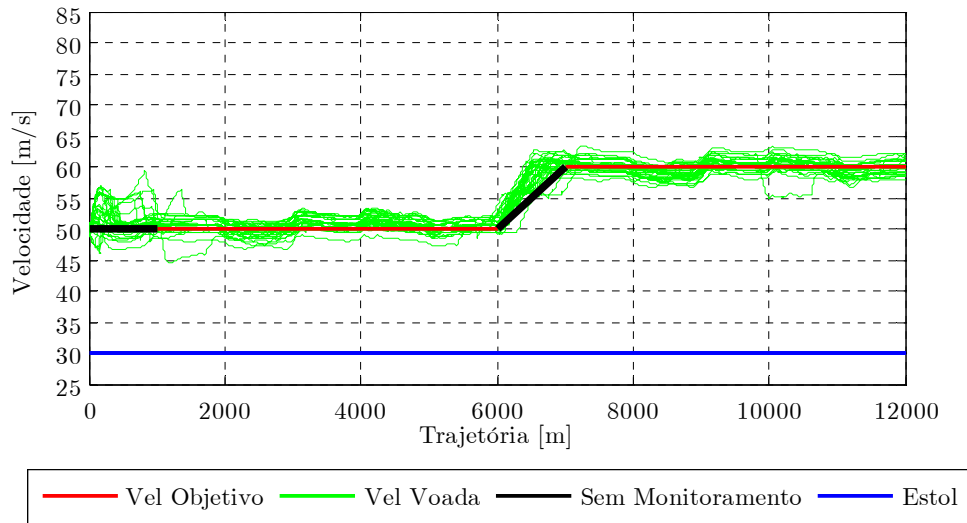
---

### 7.8.2 ESTRATÉGIAS 3 E 4 (REFERÊNCIA DE RAZÃO DE SUBIDA)

As Figura 7.30 e Figura 7.31 referem-se à velocidade voada por todos os trinta e quatro usuários com a implementação das estratégias 3 (cruzada) e 4 (direta), respectivamente, com a razão de subida como variável de referência nos controladores.



**Figura 7.30 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 3)**

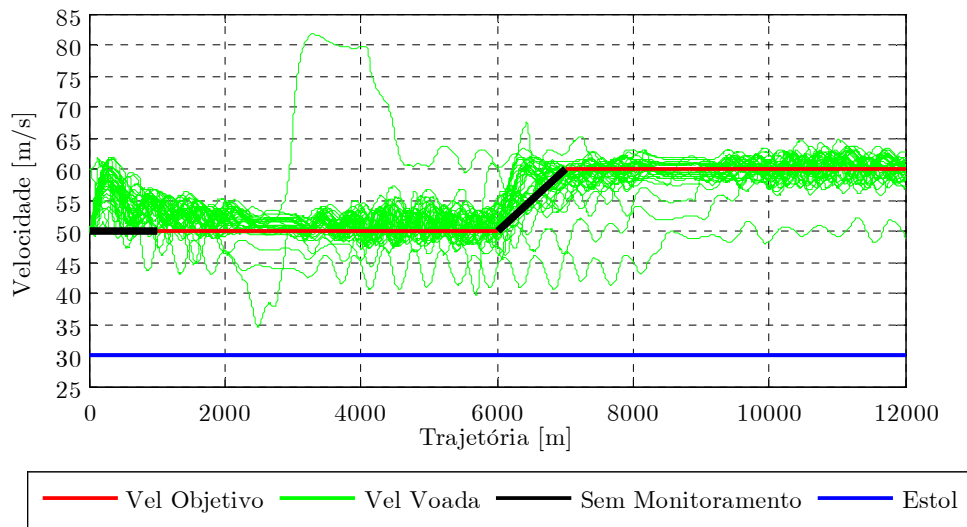


**Figura 7.31 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 4)**

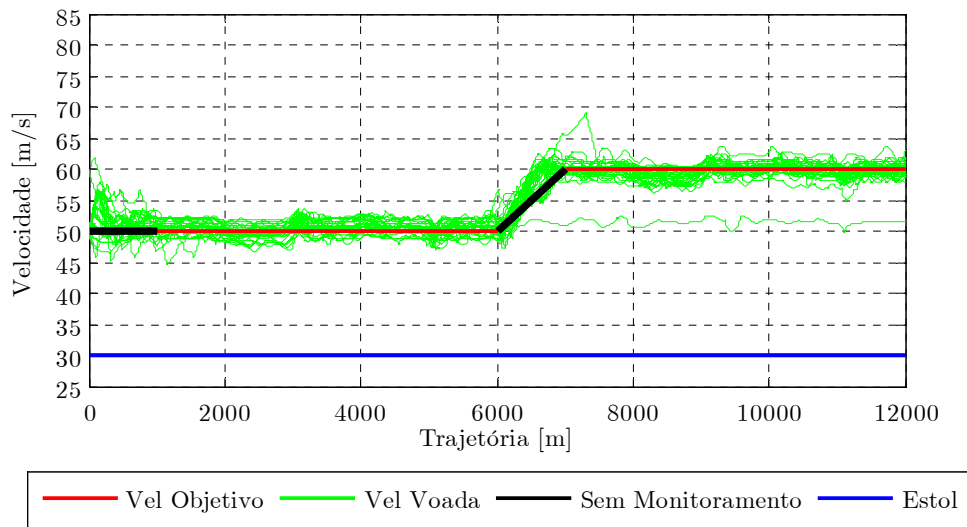
---

### 7.8.3 ESTRATÉGIAS 5 E 6 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE ARFAGEM)

As Figura 7.32 e Figura 7.33 referem-se às estratégias baseadas no monitoramento do ângulo de arfagem da aeronave, cruzada e direta respectivamente.



**Figura 7.32 - Velocidade Voada (Estratégia de Controle 5)**



**Figura 7.33 - - Velocidade Voada (Estratégia de Controle 6)**



---

#### 7.8.4 ESTRATÉGIAS 11 E 12 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE VELOCIDADES)

Finalmente, nas Figura 7.34 e Figura 7.35 apresentam-se a velocidade voada pelos usuários com os métodos de assistência à pilotagem 11 (cruzada) e 12 (direta) respectivamente, baseadas na referência de ângulo de velocidades.

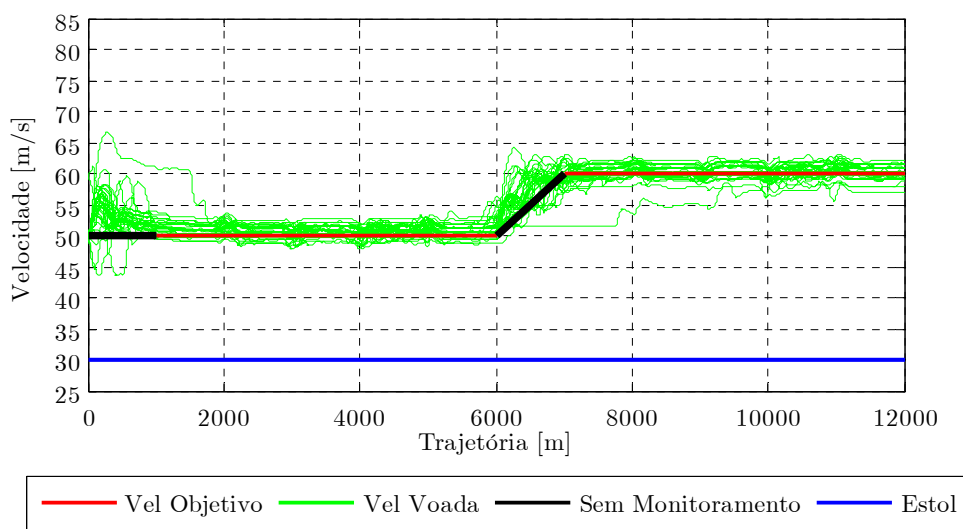


Figura 7.34 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 11)

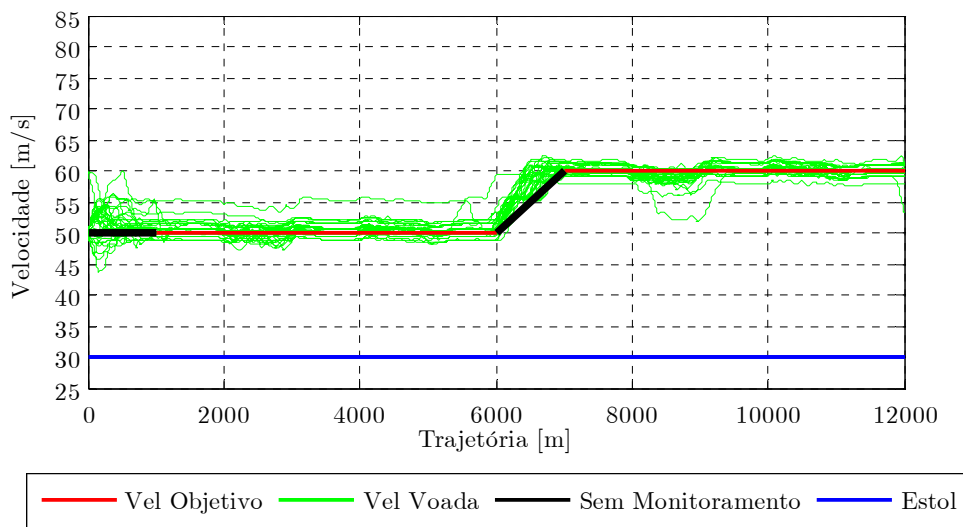


Figura 7.35 – Velocidade Voada (Estratégia de Controle 12)

---

Na análise do controle de velocidade, pôde-se observar uma melhora significativa para todas as técnicas de assistência à pilotagem. Em todos os casos, a resposta apresentada com a implementação das estratégias é menos dispersa que para a condição sem a adoção das mesmas.

As estratégias que apresentaram melhoras menos significativas são as estratégias cruzadas, em especial a estratégia 1 (baseada no controle de altitude) e a estratégia 5 (baseada no controle de ângulo de arfagem). Apesar da melhoria nestas duas estratégias ser menos significativa, ainda assim, pôde-se verificar que os resultados são melhores que aqueles apresentados com a condição convencional de pilotagem.

Novamente fica comprovado que, em todos os casos, a implementação das estratégias de controle de velocidade conduziu a uma melhoria no controle da velocidade durante a trajetória voada.

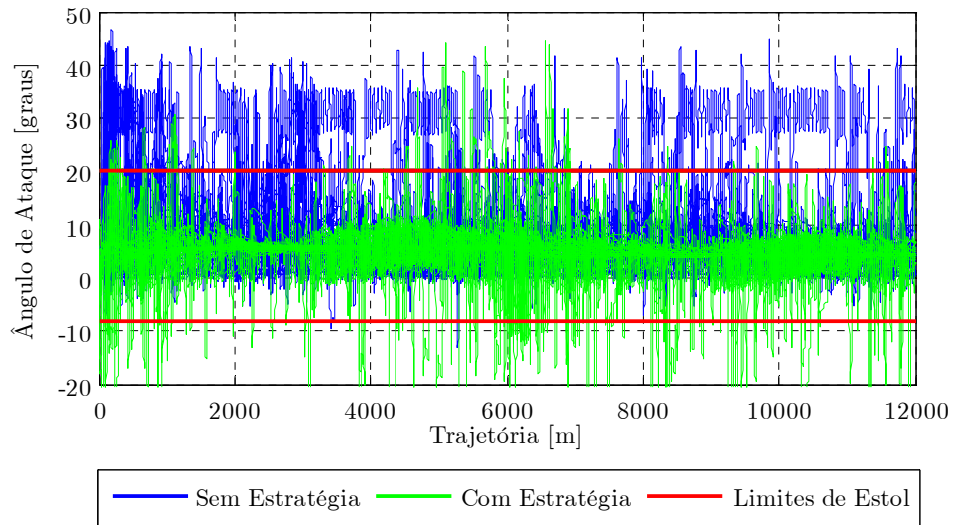
## **7.9 ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE ATAQUE**

Foi feita uma avaliação quanto a variação do ângulo de ataque da aeronave durante cada um dos ensaios. Todas as estratégias de assistência à pilotagem são comparadas à situação sem utilização das mesmas, isto é, situação de voo com controles convencionais. Essa análise é importante principalmente quando se objetiva segurança do voo. Durante o voo deve-se ter cuidado para que o ângulo de ataque da aeronave não exceda os limites do estol (perda de sustentação), o que pode levar a uma condição de risco ao voo. Na figuras a seguir, em azul são apresentados os resultados da simulação de todos os usuários sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem, em verde são apresentados os resultados para a estratégia avaliada, e em vermelho os limites de ângulo de ataque para o estol da aeronave.

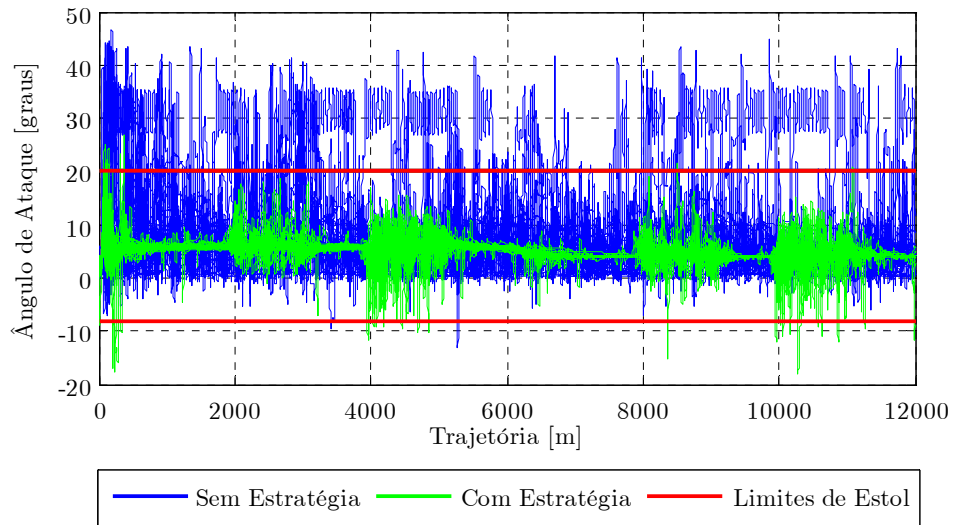
---

### 7.9.1 ESTRATÉGIAS 1 E 2 (REFERÊNCIA ALTITUDE)

Nas Figura 7.36 apresenta-se o resultado da simulação para a estratégia 1 (cruzada) e na Figura 7.37 apresenta-se o resultado para a estratégia 2 (direta).



**Figura 7.36 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 1)**

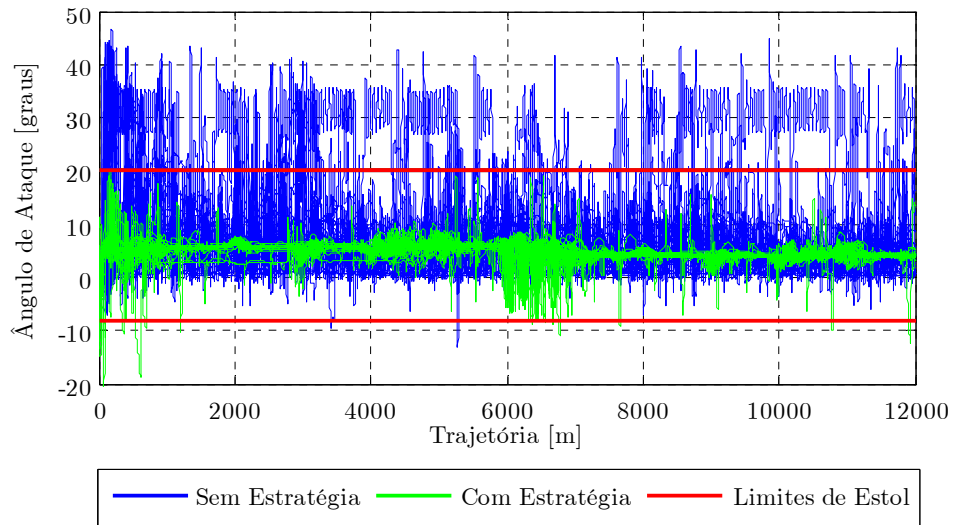


**Figura 7.37 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 2)**

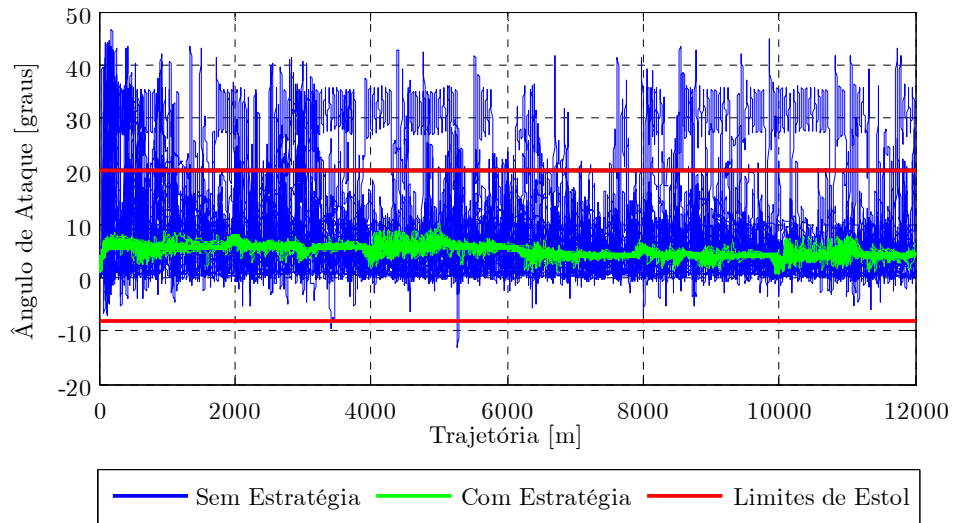
---

### 7.9.2 ESTRATÉGIAS 3 E 4 (REFERÊNCIA RAZÃO DE SUBIDA)

Nas Figura 7.38 e Figura 7.39 apresenta-se a mesma variação do ângulo de ataque para as estratégias de assistência à pilotagem números 3 e 4, cruzada e direta, respectivamente, estratégias com a razão de subida como referência.



**Figura 7.38 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 3)**

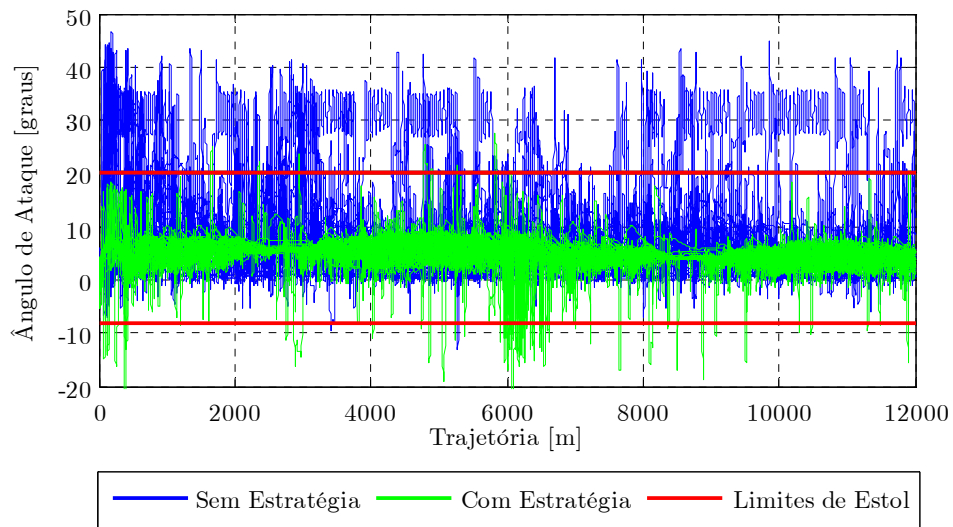


**Figura 7.39 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 4)**

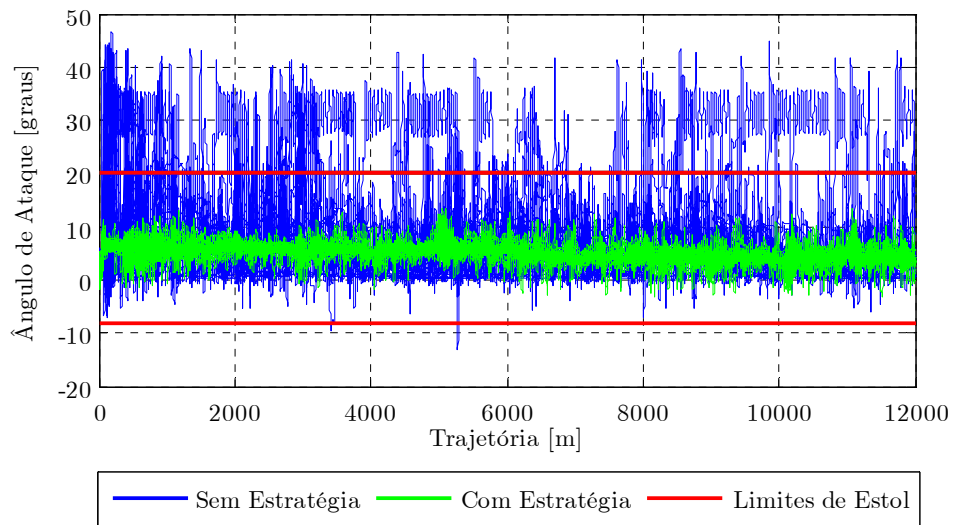
---

### 7.9.3 ESTRATÉGIAS 5 E 6 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE ARFAGEM)

Na Figura 7.40 é apresentada a variação do ângulo de ataque durante a simulação com a estratégia 5 (cruzada), e na Figura 7.41 para a estratégia 6 (direta).



**Figura 7.40 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 5)**



**Figura 7.41 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 6)**

---

#### 7.9.4 ESTRATÉGIAS 11 E 12 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE VELOCIDADES)

Finalmente, na Figura 7.42 e na Figura 7.43 apresenta-se a variação de ângulo de ataque para as estratégias de assistência à pilotagem 11 e 12, baseadas na referência de ângulo de velocidades, cruzada e direta respectivamente.

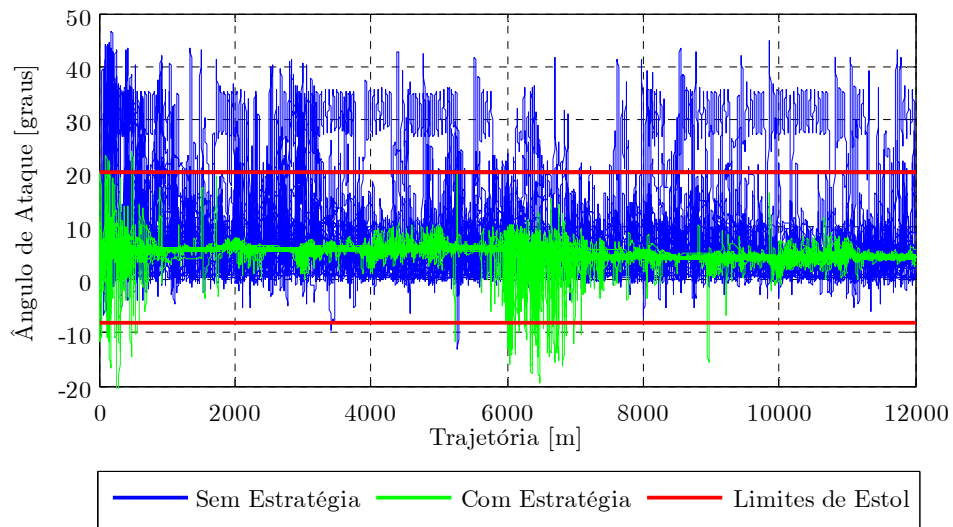


Figura 7.42 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 11)

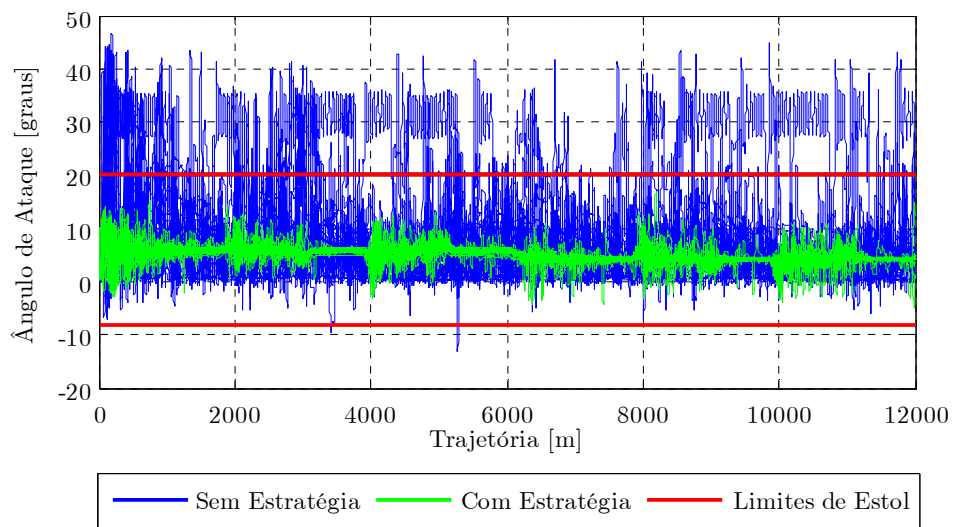


Figura 7.43 – Variação do Ângulo de Ataque (Estratégia 12)

---

A análise da variação do ângulo de ataque durante as simulações mostra que, voando a condição sem implementação das estratégias de assistência à pilotagem (em azul nas figuras), por várias vezes, vários usuários levaram a aeronave a uma atitude correspondente a um ângulo de ataque maior que o limite de estol.

Quando da implementação das estratégias de assistência à pilotagem, analisando a estratégia com implementação cruzada, com exceção da estratégia 1 (referência na altitude), nas demais estratégias 3, 5 e 11 observa-se uma redução no número de vezes que o limite de estol foi ultrapassado em relação a condição sem implementação de estratégia.. Apenas para a estratégia 1 uma redução sensível não pôde ser verificada.

Já quando se avalia as estratégias de controle direto, se observa uma sensível melhora para todas as estratégias de assistência à pilotagem implementadas. Pode-se observar que para as quatro estratégias com implementação direta, em nenhum momento da simulação, nenhum dos usuários excedeu os limites de estol da aeronave.

## **7.10 ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO ÂNGULO DE ARFAGEM**

É importante, também, fazer uma análise da variação do ângulo de arfagem da aeronave durante a simulação. O ângulo de arfagem está relacionado com a atitude do nariz da aeronave em relação ao horizonte e grandes oscilações no ângulo de arfagem levam a um desconforto dos tripulantes da aeronave. Cabe lembrar que na trajetória determinada existem trechos nivelados, subidas e descidas, logo são esperadas mudanças no valor do ângulo de arfagem. O importante é que essas mudanças possam ocorrer de forma suave e sem oscilações.

As estratégias são comparadas à condição de vôo sem estratégia de assistência à pilotagem, em azul, com cada uma das estratégias implementadas, em verde.

---

### 7.10.1 ESTRATÉGIAS 1 E 2 (REFERÊNCIA ALTITUDE)

Na Figura 7.44 apresenta-se a variação do ângulo de arfagem para a estratégia de assistência à pilotagem 1 (cruzada) e na Figura 7.45 apresenta-se a mesma variação do ângulo de arfagem para a estratégia 2 (direta).

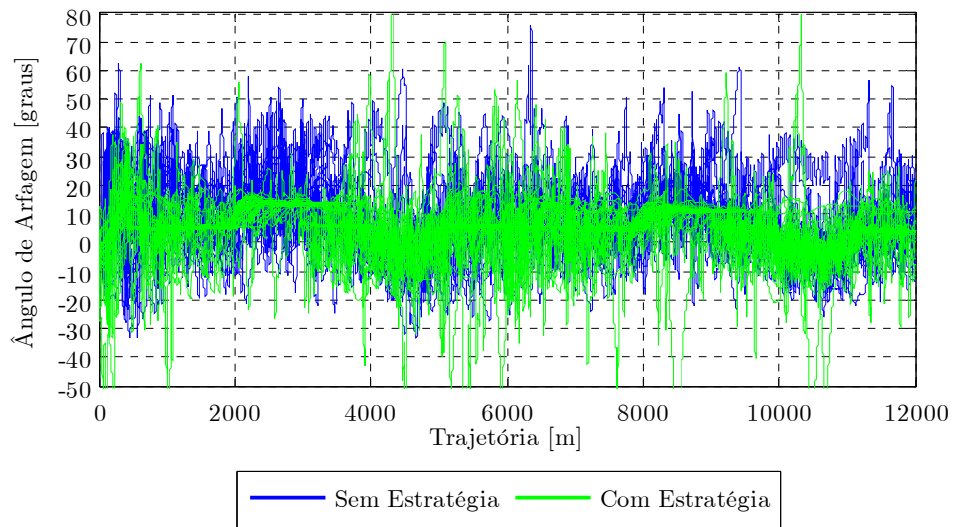


Figura 7.44 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 1)

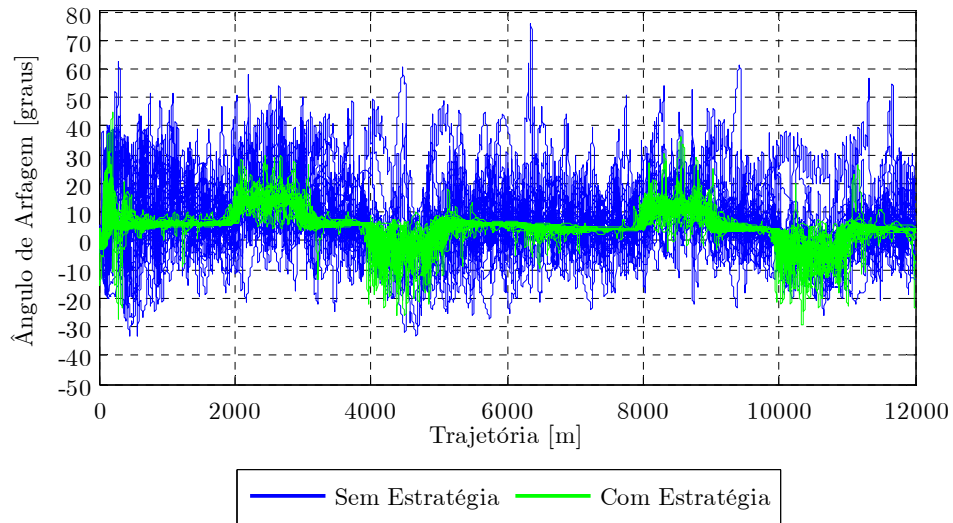


Figura 7.45 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 2)



---

### 7.10.2 ESTRATÉGIAS 3 E 4 (REFERÊNCIA RAZÃO DE SUBIDA)

Na Figura 7.46 tem-se a variação do ângulo de arfagem para a estratégia 3 e na Figura 7.47, para a estratégia 4, cruzada e direta, respectivamente. Em ambas essas estratégias a grandeza de referência é o valor de razão de subida.

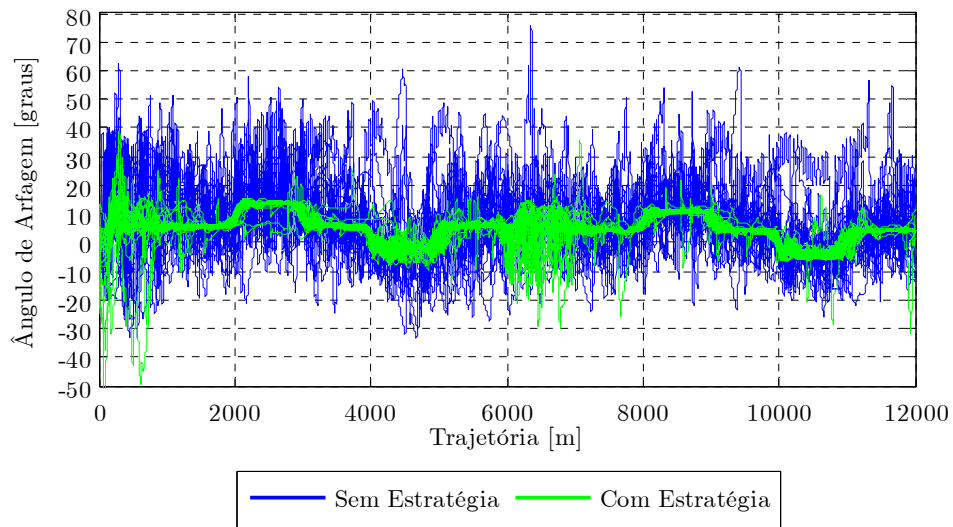


Figura 7.46 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 3)

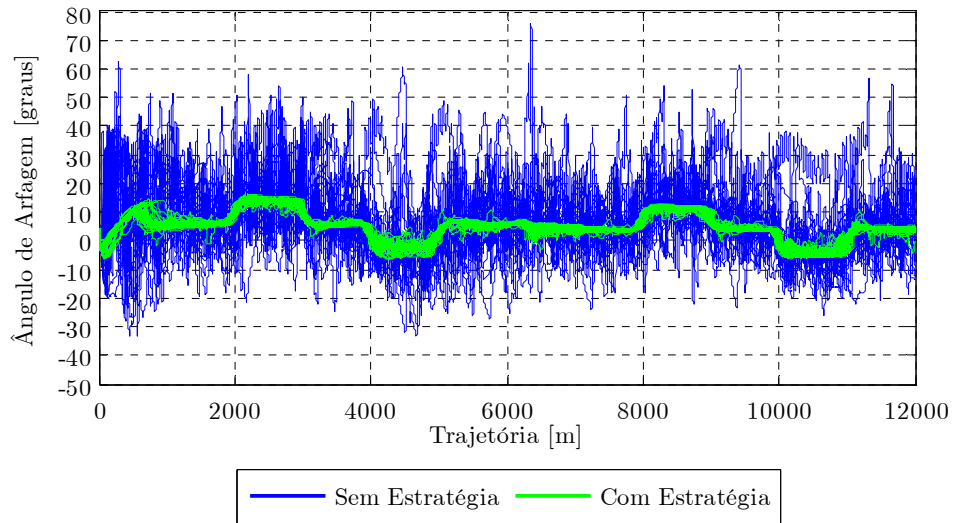


Figura 7.47 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 4)

---

### 7.10.3 ESTRATÉGIAS 5 E 6 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE ARFAGEM)

Na Figura 7.48 tem-se a variação do ângulo de arfagem para a estratégia de assistência à pilotagem 5 (cruzada) com referência no ângulo de arfagem. Já na Figura 7.49 tem-se a estratégia 6 (direta), também tendo como referência o ângulo de arfagem.

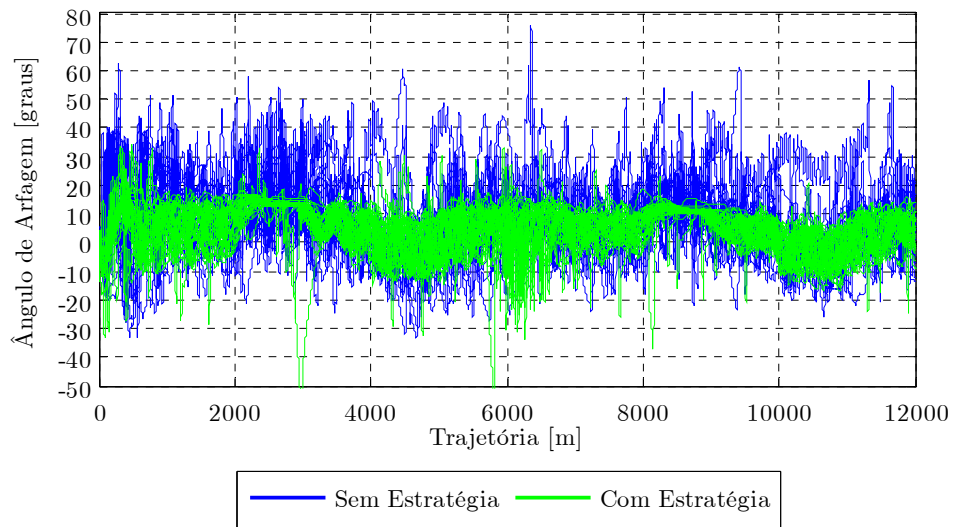


Figura 7.48 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 5)

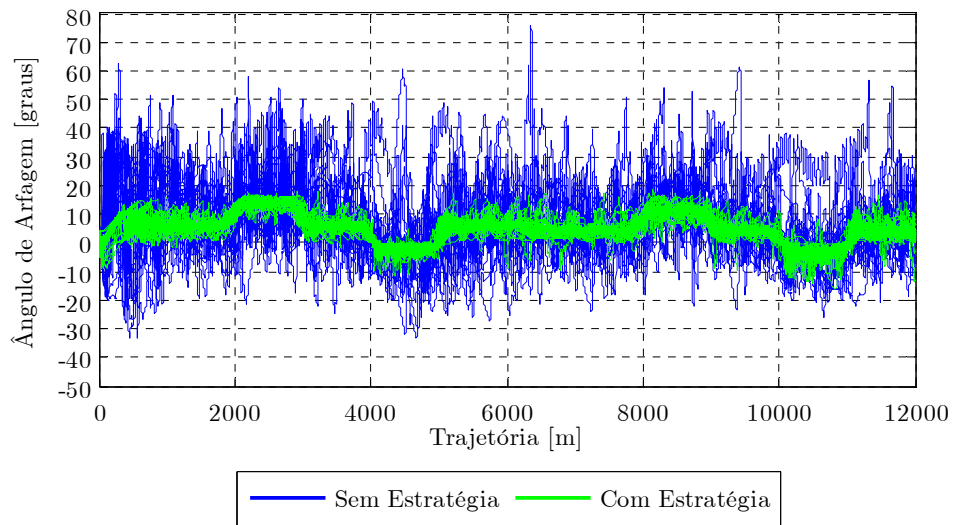


Figura 7.49 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 6)

---

#### 7.10.4 ESTRATÉGIAS 11 E 12 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE VELOCIDADES)

Finalmente, nas Figura 7.50 e Figura 7.51 tem-se a variação do ângulo de arfagem na simulação com as estratégias de assistência à pilotagem 11 e 12, respectivamente. Sendo a estratégia 11 cruzada e a estratégia 12 direta.

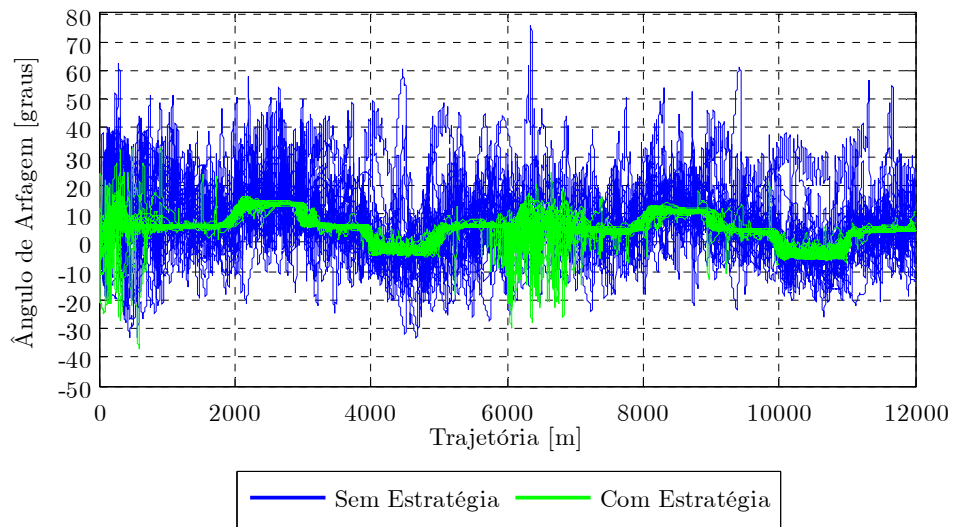


Figura 7.50 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 11)

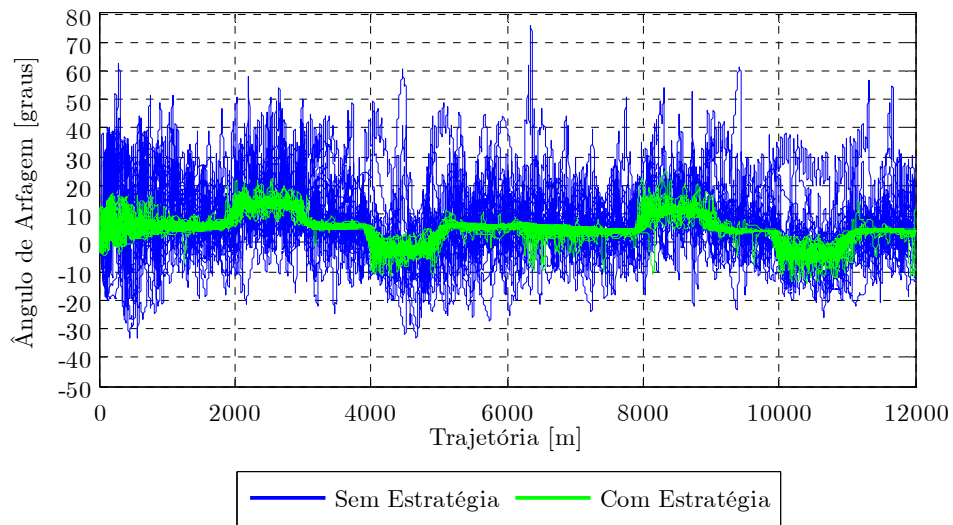


Figura 7.51 – Variação do Ângulo de Arfagem (Estratégia 12)

---

Na análise da variação do ângulo de arfagem da aeronave durante as simulações, pôde-se observar que todas as estratégias apresentaram uma melhora na qualidade do voo, com exceção da estratégia 1 (cruzada, com referência na altitude). A estratégia 4 (direta, com controle baseado na razão de subida) foi a que apresentou uma melhora mais significativa na oscilação do ângulo de arfagem da aeronave.

## **7.11 ANÁLISE DA VARIAÇÃO DO FATOR DE CARGA**

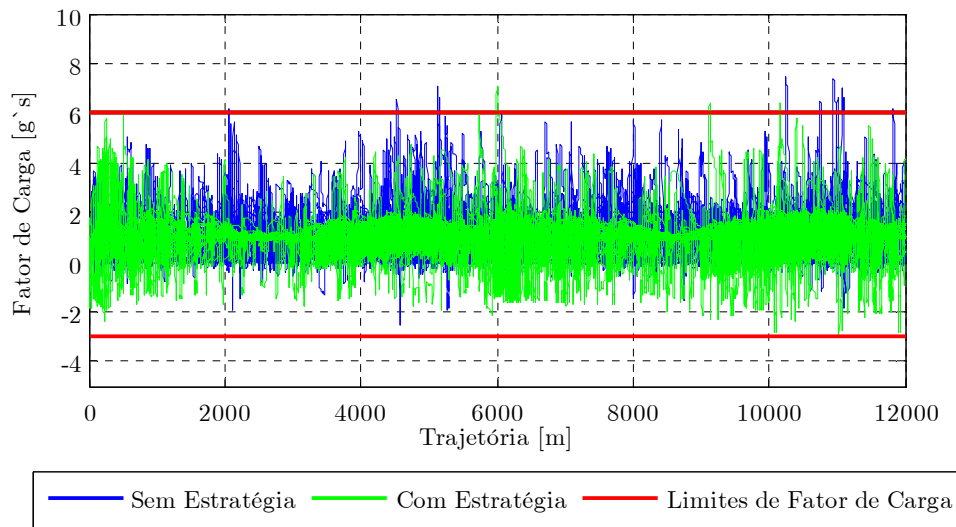
Outra análise importante de ser realizada é quanto à variação do fator de carga da aeronave durante o voo. A preocupação com esse aspecto se faz necessária primeiramente por questões de segurança, e em segundo lugar para garantir o conforto dos ocupantes da aeronave.

Da mesma forma que na análise de ângulo de ataque e ângulo de arfagem, todas as estratégias são comparadas com a condição sem implementação de estratégia de assistência à pilotagem. Em azul é mostrada a condição sem a implementação das estratégias, em verde com a implementação da estratégia analisada, e em vermelho os limites de fator de carga da aeronave. No caso da aeronave CB-10 Triatlhon os limites são +6 a -3 G's. Em aeronaves leves esse limite pode ser de +3,8 a -1,52 g's. [FAR PART 23 § 23.237]

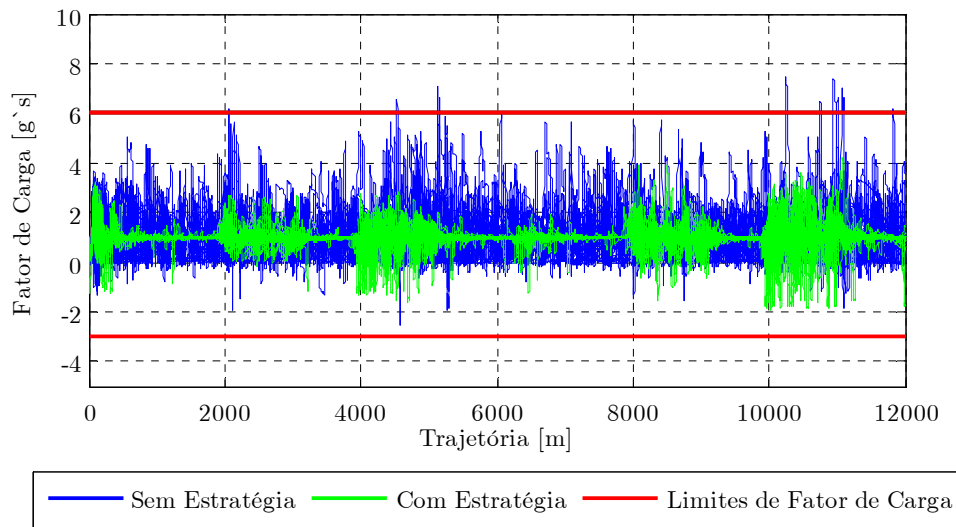
---

### 7.11.1 ESTRATÉGIA 1 E 2 (REFERÊNCIA ALTITUDE)

Na Figura 7.52 apresenta-se a variação do fator de carga para a estratégia de assistência à pilotagem 1 (cruzada) e na Figura 7.53 para a estratégia 2 (direta).



**Figura 7.52 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 1)**

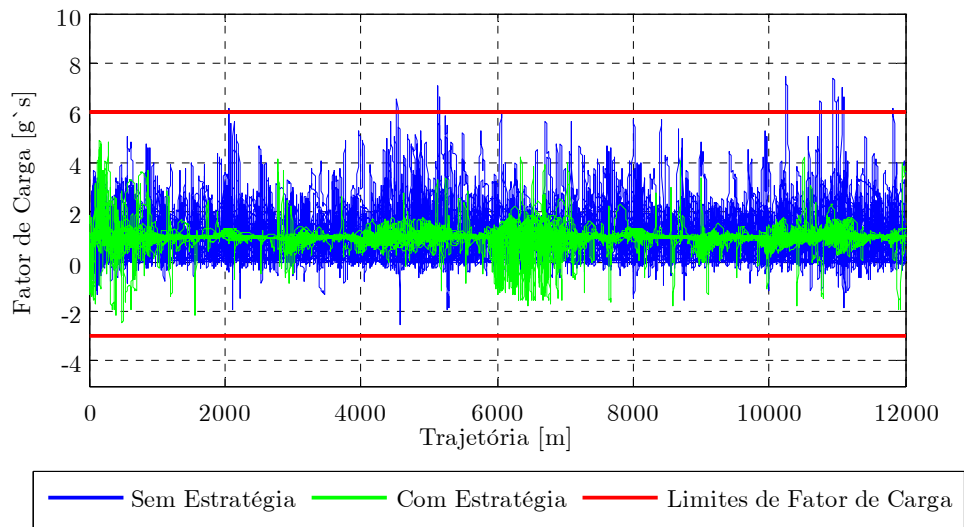


**Figura 7.53 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 2)**

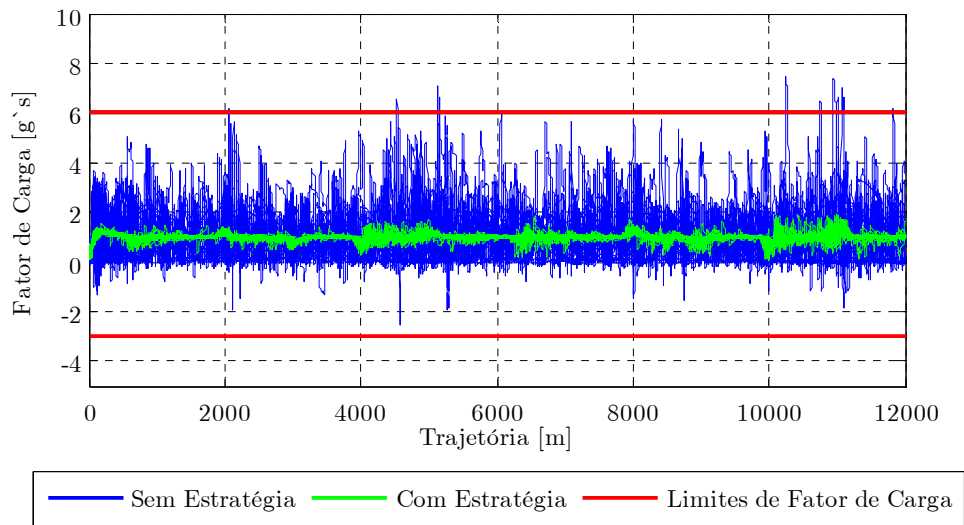
---

### 7.11.2 ESTRATÉGIA 3 E 4 (REFERÊNCIA RAZÃO DE SUBIDA)

Na Figura 7.54 tem-se a variação do fator de carga para a estratégia 3 com referência na razão de subida (cruzada) e na Figura 7.55, para a estratégia 4 também com referência na razão de subida, mas com controle direto.



**Figura 7.54 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 3)**

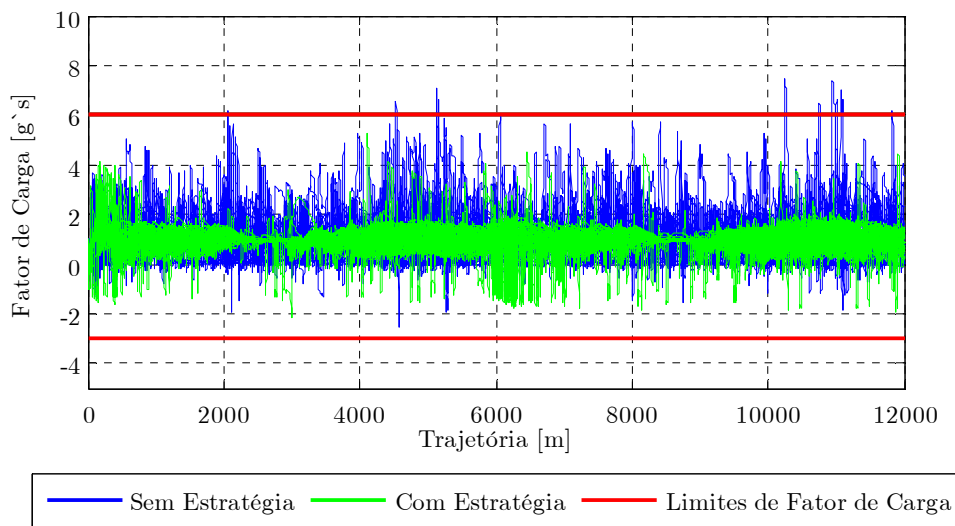


**Figura 7.55 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 4)**

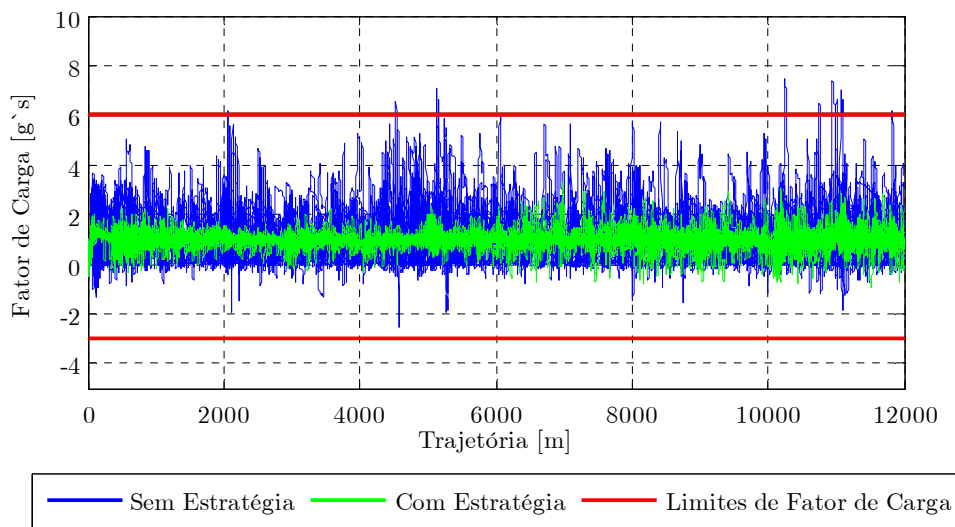
---

### 7.11.3 ESTRATÉGIA 5 E 6 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE ARFAGEM)

Na Figura 7.56 tem-se a variação do fator de carga para a estratégia 5 (cruzada), e na Figura 7.57 para a estratégia 6 (direta), ambas tendo como referência o ângulo de arfagem.



**Figura 7.56 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 5)**



**Figura 7.57 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 6)**

---

#### 7.11.4 ESTRATÉGIA 11 E 12 (REFERÊNCIA ÂNGULO DE VELOCIDADES)

Finalmente nas Figura 7.58 e Figura 7.59 apresenta-se a variação de fator de carga para as estratégias 11 e 12, cruzada e direta respectivamente. Ambas essas estratégias de assistência à pilotagem são baseadas na referência do ângulo de velocidades.

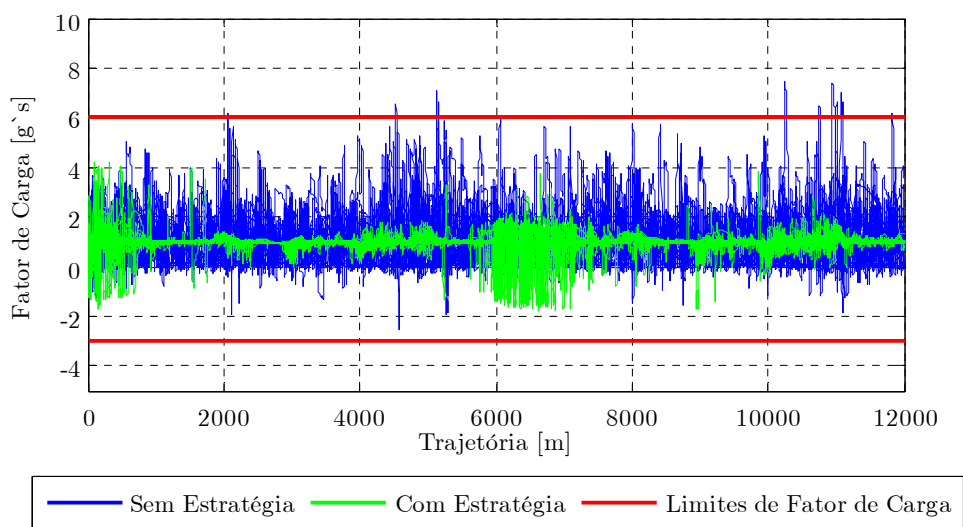


Figura 7.58 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 11)

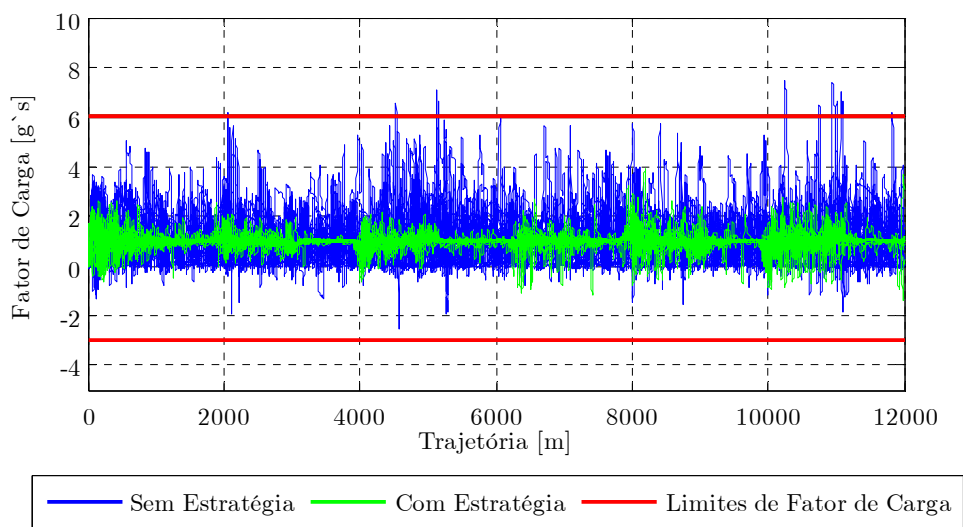


Figura 7.59 – Variação do Fator de Carga (Estratégia 12)



---

Na análise da variação do fator de carga, inicialmente pôde-se destacar que no vôo sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem alguns dos usuários, em alguns momentos, excederam os limites operacionais da aeronave. Em uma aeronave real, isso poderia ter levado a uma falha catastrófica da estrutura da aeronave. Das estratégias implementadas, apenas a estratégia de 1 (referência baseada na altitude, com implementação do controle cruzado) apresentou por alguns momentos a extrapolação dos limites operacionais.

Nas demais sete estratégias implementadas, nenhum usuário excedeu os limites da aeronave, indicando a melhora de eficiência obtida através da implementação das estratégias. Novamente a estratégia que apresentou melhor resposta (menor variação do fator de carga) foi a estratégia 4. Foi para essa estratégia que aconteceram as menores oscilações no fator de carga.

## **7.12 COMPARAÇÃO ENTRE OS USUÁRIOS COM E SEM EXPERIÊNCIA EM PILOTAGEM**

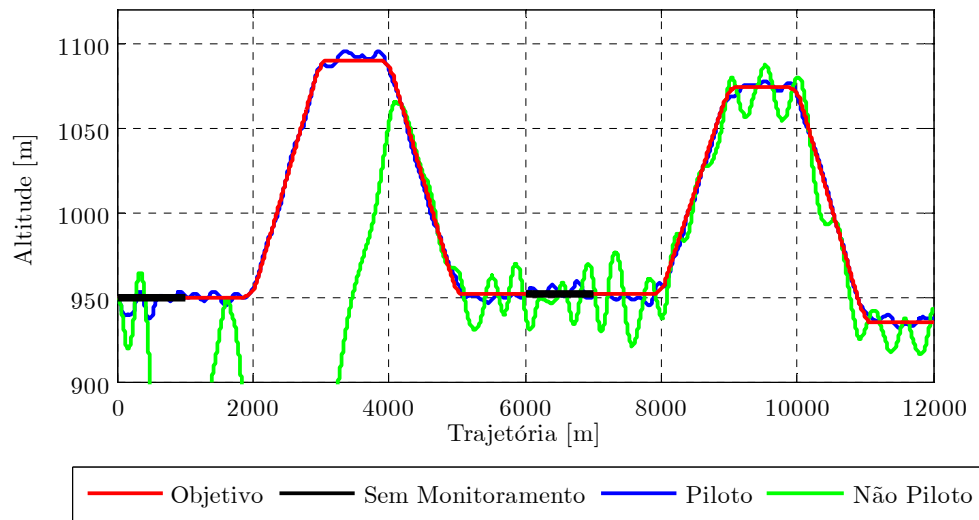
Para validação conclusão acerca da melhoria da qualidade de vôo devida a implementação das estratégias de assistência à pilotagem, pode-se comparar o desempenho entre os usuários com e sem habilidade de pilotar, que voam ou não simuladores de vôo, que são ou não pilotos de aeromodelo. Porém, em função da grande massa de resultados, fica difícil comparar todos os resultados entre os usuários. A título de exemplo são comparados dois usuários. Os resultados do usuário número 21, que tem experiência em pilotagem de aeronaves, foram comparados com os resultados do usuário 28, que não possuía conhecimento sobre aeronáutica, não era piloto, não pilotava aeromodelos, não possuía carteira de motorista e não tinha o hábito de usar simuladores de vôo. Esses dois usuários foram comparados para demonstrar a validade da implementação das estratégias de assistência à pilotagem. A estratégia escolhida para a comparação foi a estratégia 12 (referência no ângulo de arfagem, com controladores diretos), pois de acordo com as notas dos usuários (Tabela de Cooper-Harper) e

---

pela análise do erro acumulado, tanto para a trajetória quanto para a velocidade, essa foi a estratégia que apresentou melhores resultados.

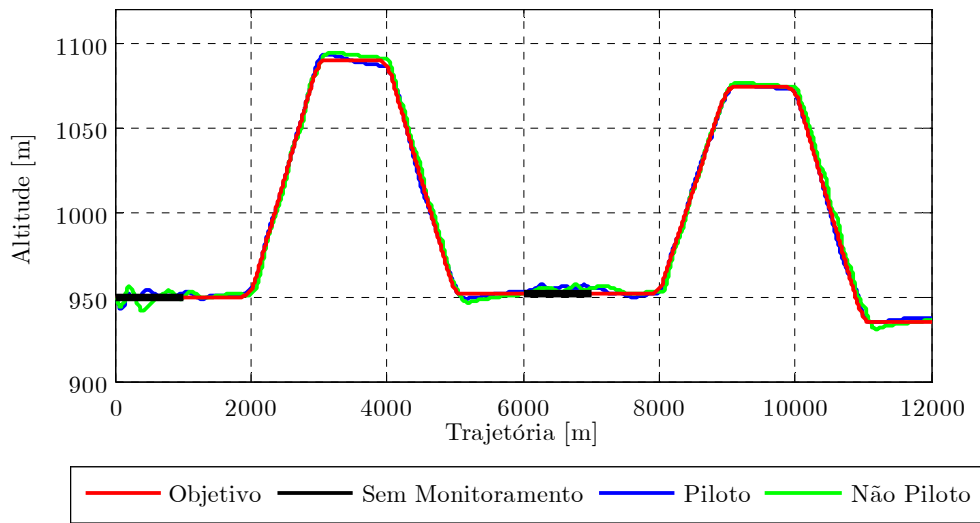
### 7.12.1 ANÁLISE DA TRAJETÓRIA

Na Figura 7.60 é apresentada a trajetória dos dois usuários. Em azul a trajetória descrita pelo usuário 21, piloto de aeronaves, e em verde a trajetória do usuário 28, que não tem conhecimento de aeronáutica. Como era de se esperar o piloto conseguiu se manter dentro de uma faixa pequena de erros na trajetória proposta, controlando a aeronave, sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem. Já para o usuário que não tinha conhecimento em pilotagem, observou-se sua dificuldade em manter a trajetória proposta, principalmente no primeiro trecho de subida.



**Figura 7.60 – Comparação Trajetória Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem**

Na Figura 7.61 apresenta-se a trajetória dos mesmos dois usuários para o caso da implementação da estratégia de assistência à pilotagem 12. Pode-se perceber que tanto o piloto quando o usuário sem conhecimentos prévios foram capazes de manter o voo próximo a trajetória proposta.



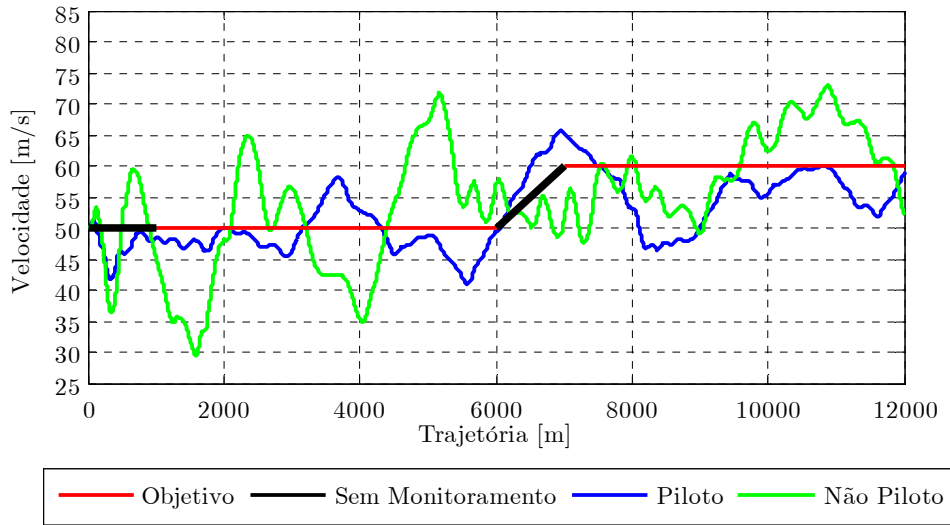
**Figura 7.61 – Comparação Trajetória Estratégia 12**

### 7.12.2 ANÁLISE DA VELOCIDADE

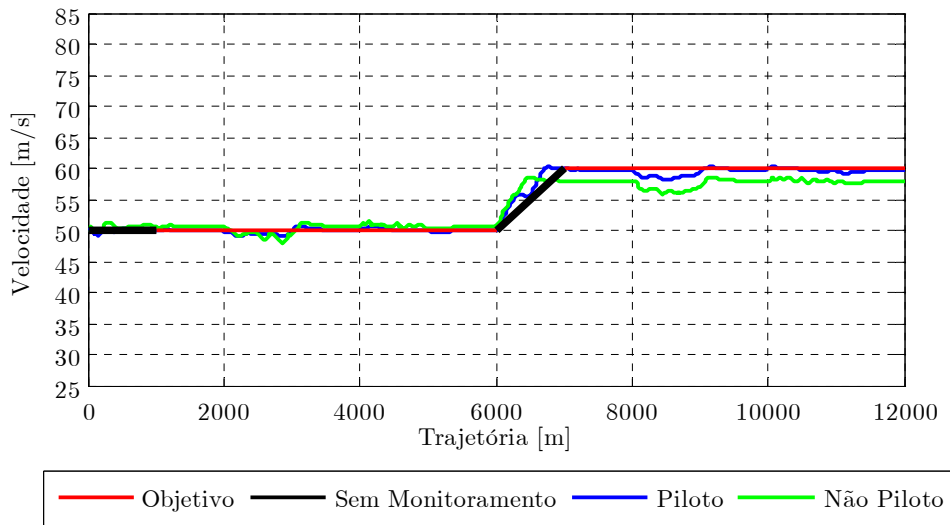
A mesma análise foi realizada para a variável controlada velocidade durante a simulação. Na Figura 7.62 apresenta-se a velocidade executada pelos usuários durante a simulação. Pode-se observar que tanto o piloto, como o usuário sem conhecimento em pilotagem, tiveram dificuldades em manter a velocidade nos valores pré-determinados. Porém, percebe-se a maior dificuldade do usuário que não possui conhecimento em pilotagem, principalmente quando se observa os picos de limites de velocidades de cada um, mais afastados do valor de referência para o usuário sem conhecimento de pilotagem.

Na Figura 7.63 apresenta-se esses mesmos usuários após a implementação da estratégia de assistência à pilotagem 12. Pode-se perceber a maior facilidade dos dois usuários em manter a velocidade determinada.

Com a análise da altitude e da velocidade pôde-se verificar a melhoria na eficiência de rastreamento de referências através da implementação das estratégias de assistência à pilotagem.



**Figura 7.62 – Comparação Velocidade Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem**



**Figura 7.63 – Comparação Velocidade Estratégia 12**

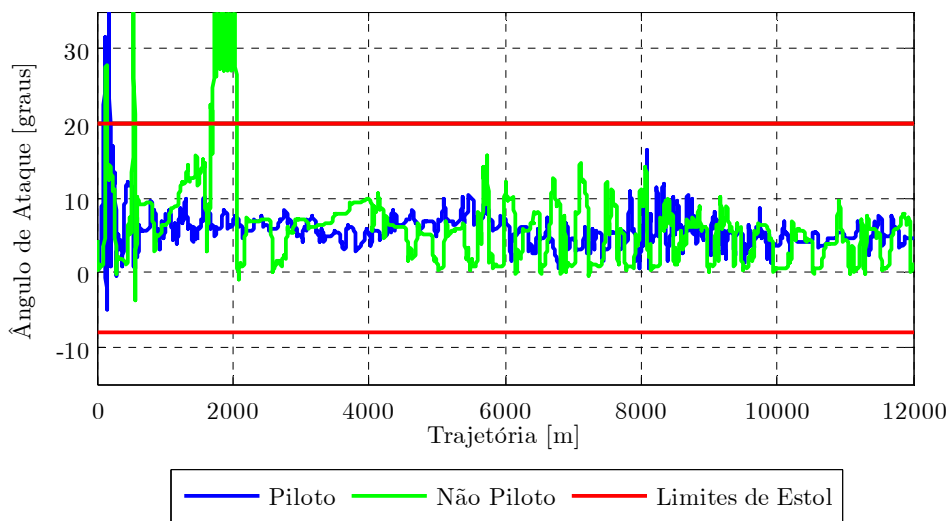
Mais uma vez vale lembrar que essa conclusão não pode ser generalizada. Pode-se afirmar que a implementação desta estratégia de controle foi suficiente para nivelar um usuário sem conhecimento a um piloto profissional, para o caso específico da condição de ensaio determinada, ou seja, para a trajetória proposta.

---

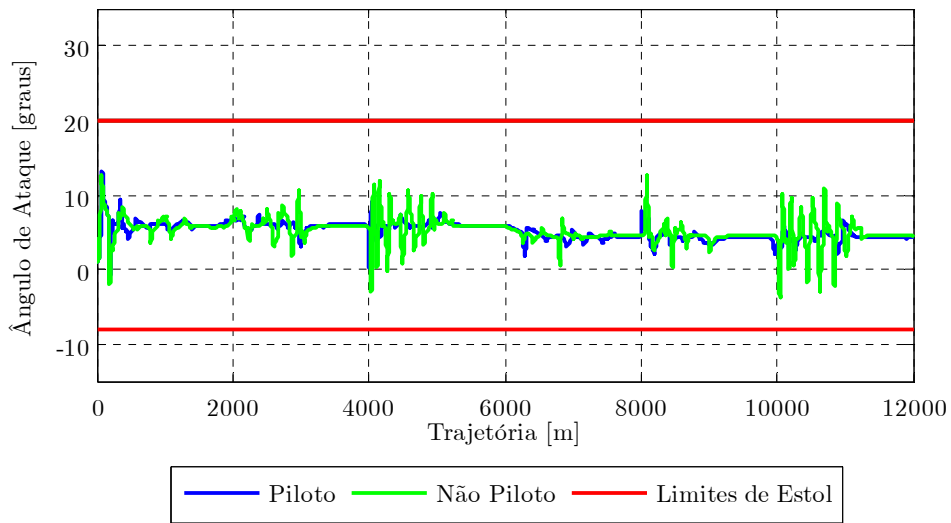
### 7.12.3 ANÁLISE ÂNGULO DE ATAQUE

Na Figura 7.64 apresenta-se a variação do ângulo de ataque da aeronave durante a simulação, sem a implementação das estratégias de assistência à pilotagem. Já na Figura 7.65 é apresentada essa mesma variação, mas com a implementação da estratégia 12.

Pode-se observar que com a implementação da estratégia de assistência à pilotagem, tanto para o piloto como para o usuário não piloto, conseguiu-se reduzir as variações no valor de ângulo de ataque. Com a implementação da estratégia de assistência à pilotagem, além de se reduzir as oscilações no ângulo de ataque, em nenhum momento, nenhum dos dois usuários ultrapassou os limites de estol da aeronave.



**Figura 7.64 – Comparação Ângulo de Ataque Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem**

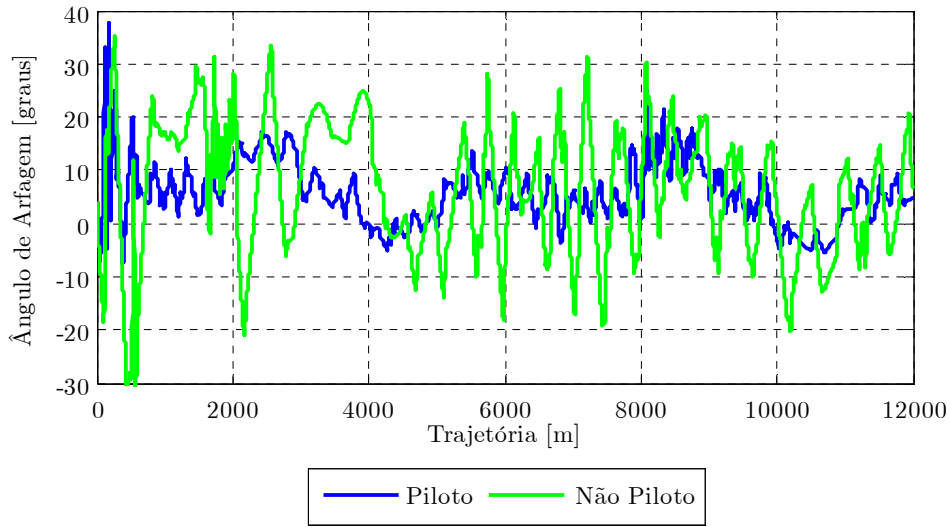


**Figura 7.65 – Comparação Ângulo de Ataque Estratégia 12**

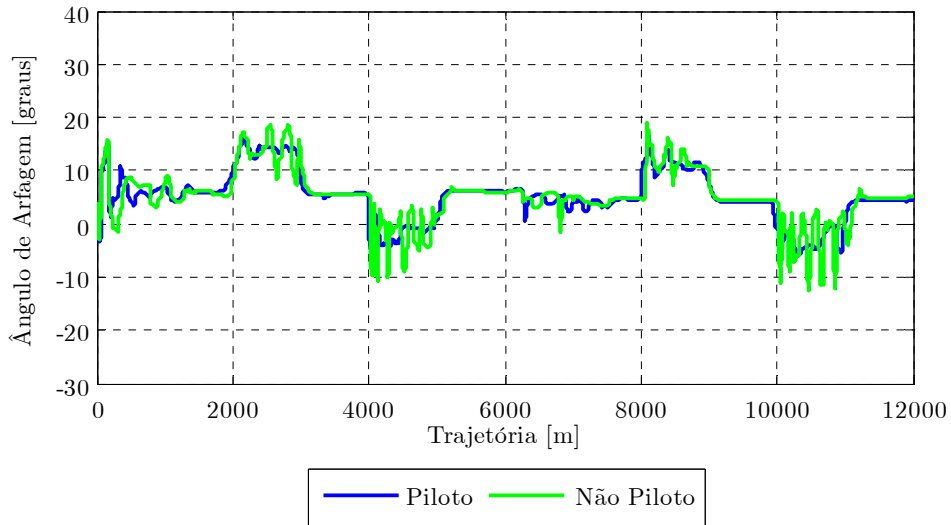
#### 7.12.4 ANÁLISE DO ÂNGULO DE ARFAGEM

Na Figura 7.66 apresenta-se a comparação dos dois usuários para as variações no valor de ângulo de arfagem na condição sem a implementação de estratégias de assistência à pilotagem. Já na Figura 7.67 apresenta-se essa mesma comparação após a implementação da estratégia de assistência à pilotagem 12.

No primeiro caso pode-se observar que as oscilações no ângulo de arfagem na simulação com o usuário sem conhecimento em pilotagem são muito mais intensas que as do usuário que é piloto. Como já ressaltado, oscilações no ângulo de arfagem podem levar a um desconforto durante o voo. Para o caso de implementação das estratégias de assistência à pilotagem, pode-se observar uma significativa melhora na qualidade, principalmente do usuário sem conhecimento em pilotagem.



**Figura 7.66 – Comparação Ângulo de Ataque Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem**



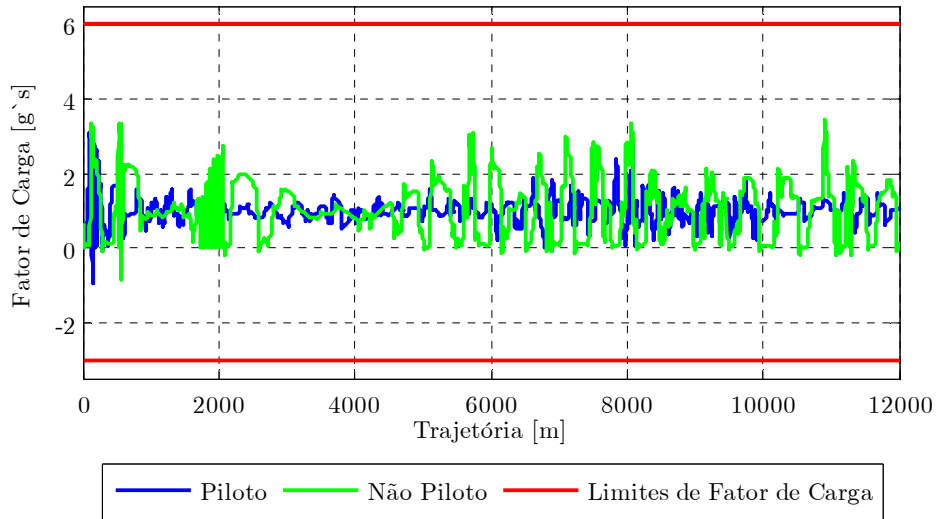
**Figura 7.67 – Comparação Ângulo de Arfagem Estratégia 12**

#### 7.12.5 ANÁLISE DO FATOR DE CARGA

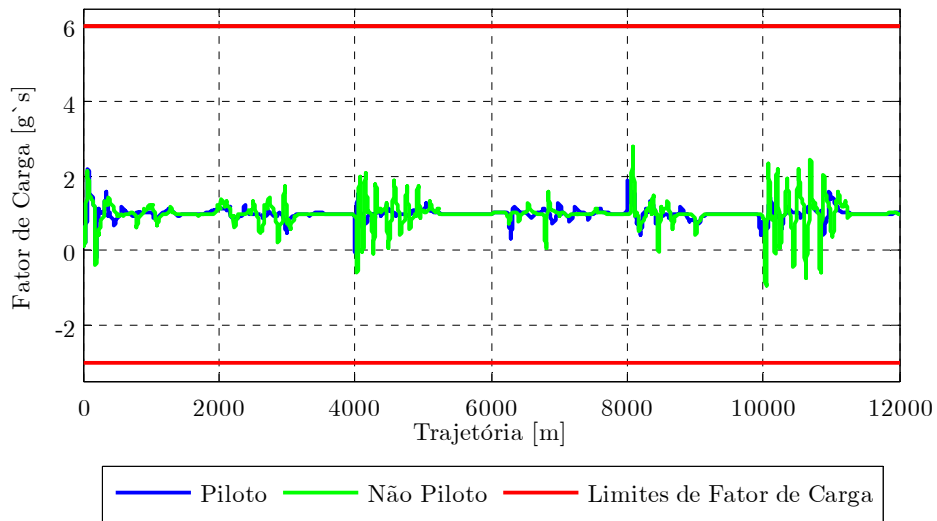
Na Figura 7.68 apresenta-se a comparação da variação no fator de carga durante a simulação. Em azul tem-se os valores apresentados pelo piloto, e em verde os resultados apresentados pelo usuário sem conhecimento em pilotagem. Na Figura 7.69 são apresentados os

---

resultados desses mesmos usuários após a implementação da estratégia de assistência à pilotagem 12.



**Figura 7.68 – Comparação Fator de Carga Sem Estratégia de Assistência à Pilotagem**



**Figura 7.69 – Comparação Fator de Carga Estratégia 12**

Pode-se notar a sensível melhora para os dois usuários, após a implementação das estratégias de assistência à pilotagem.



---

Com isso pôde-se verificar melhora na eficiência no seguimento de sinais de referência para o caso de implementação das estratégias de assistência à pilotagem.

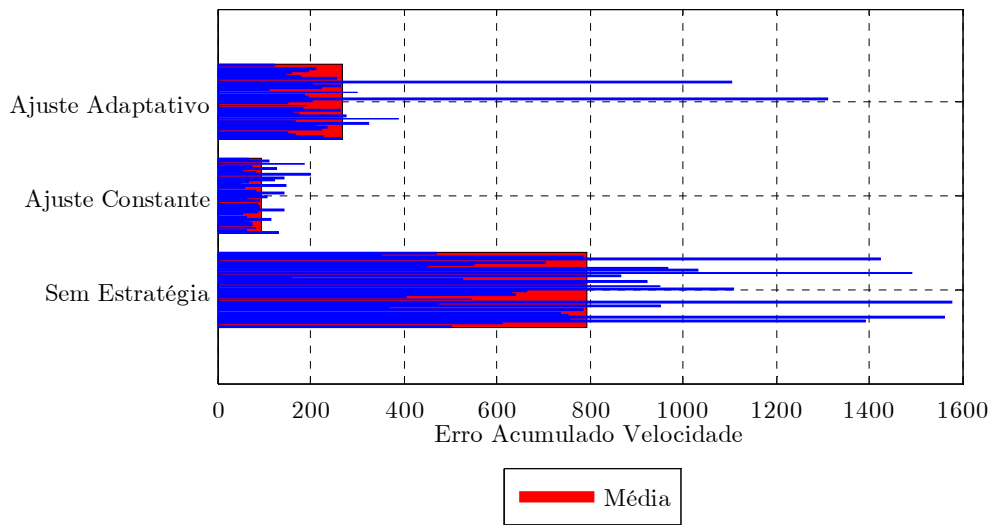
### **7.13 ANÁLISE DA ESTRATÉGIA COM AJUSTE ADAPTATIVO**

Foi feita uma análise separada da estratégia implementada com ajuste adaptativo dos limites do controlador (estratégia 13), comparando-a com a estratégia equivalente (estratégia 4). Cabe lembrar que estas duas estratégias se baseiam no uso do valor de razão de subida como referência, e têm seus controladores implementados com atuação direta.

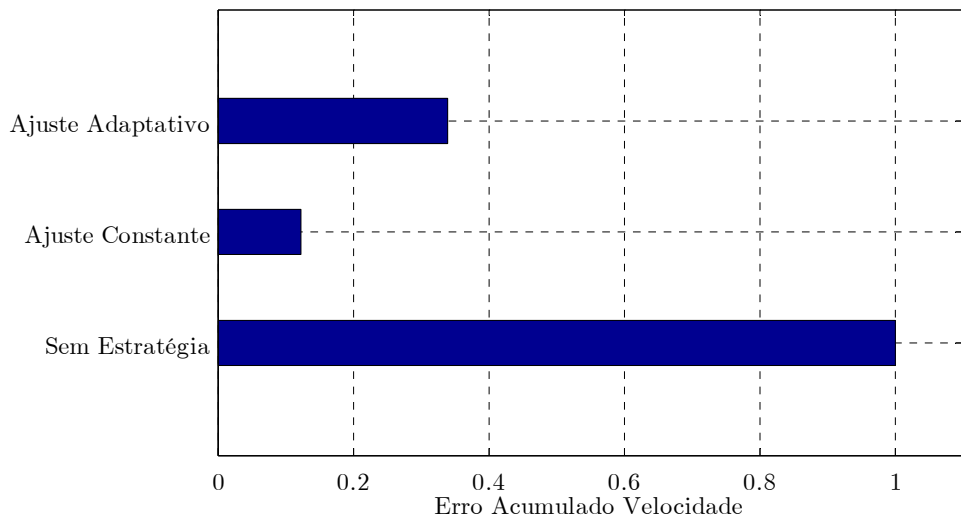
A estratégia 4, que havia recebido uma nota média igual a 2,4, classificando-a como uma estratégia “sem a necessidade de melhoramentos, com deficiências entre desagradáveis a desprezíveis”, após a implementação do ajuste adaptativo, recebeu uma nota média igual a 3,6, classificando-a como “melhoramento entre desejado e não necessário, com deficiências entre razoáveis e desagradáveis”.

Na Figura 7.70 apresenta-se o valor de erro acumulado na análise da estratégia com ajuste adaptativo dos limites do controlador, comparado-a a estratégia 4. Observa-se uma piora na qualidade de vôo obtida com a estratégia com ajuste adaptativo. Entretanto cabe notar que esta piora não é significativa quando comparada as demais estratégias.

Ao se normalizar esse valor de erro acumulado em relação a condição sem implementação de estratégias de assistência à pilotagem, (ver Figura 7.71), pode-se quantificar a qualidade de cada um dos controladores. O controlador de ajuste adaptativo proveu uma melhora um pouco maior que 60% em relação ao caso sem estratégia de assistência à pilotagem, e para o caso do controlador com ajuste constante conseguiu-se uma melhora de mais de 80%.

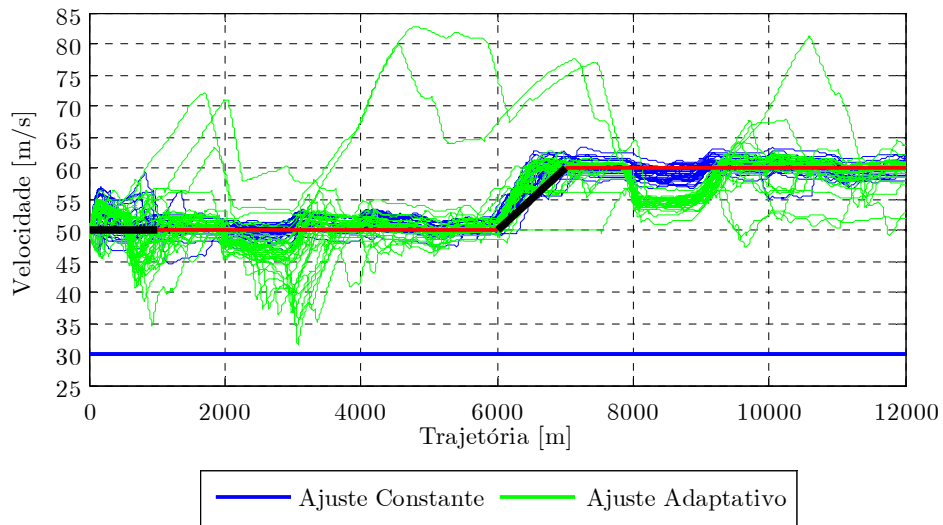


**Figura 7.70 – Avaliação da Estratégia com Controle de Velocidade com Ajuste Adaptativo**



**Figura 7.71 – Avaliação da Estratégia com Controle de Velocidade com Ajuste Dinâmico (Normalizado)**

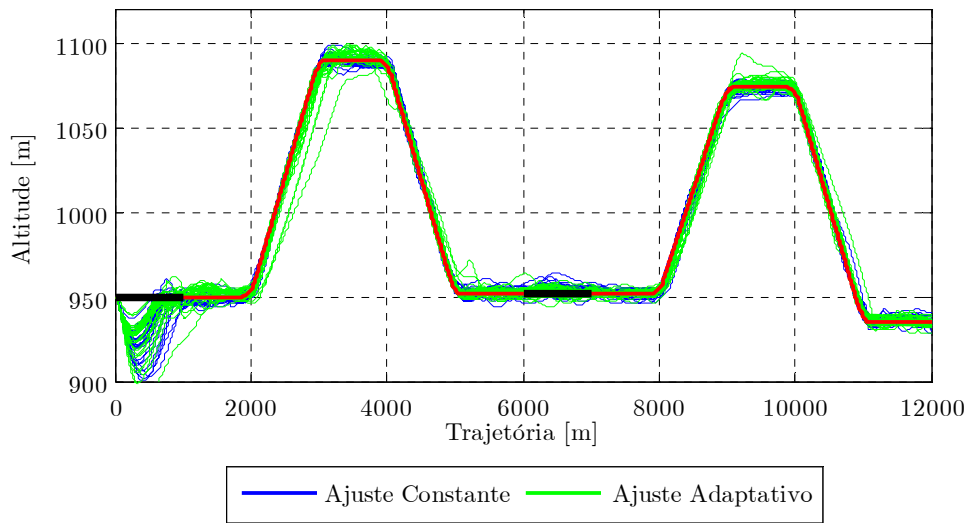
De fato, ao se observar a velocidade da aeronave nos ensaios apresentados por todos os usuários (Figura 7.72), observa-se que existe uma maior dificuldade dos usuários em se manterem na velocidade pré estabelecida, na estratégia com ajuste adaptativo.



**Figura 7.72 – Velocidade dos Usuários com a Implementação do Ajuste Dinâmico**

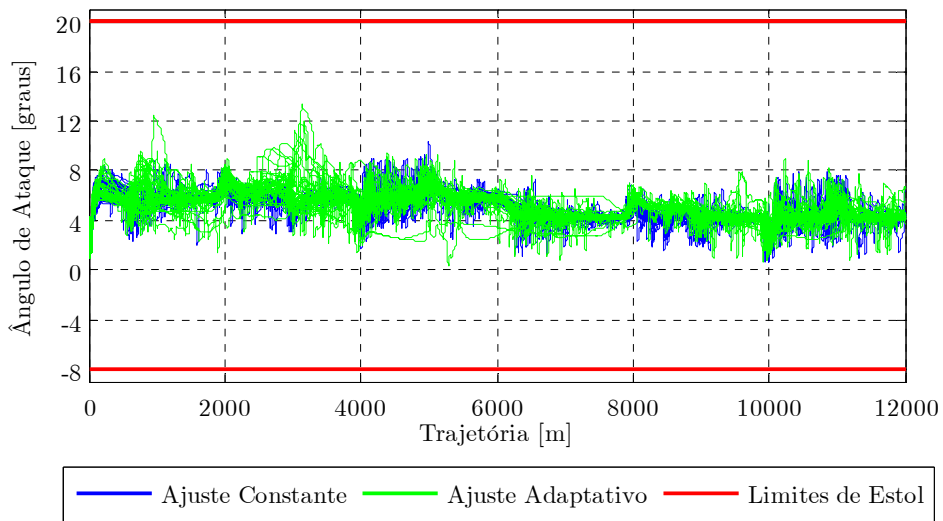
A análise da trajetória voada com a implementação do ajuste adaptativo mostra que os usuários ainda conseguiram manter a trajetória determinada dentro de uma pequena faixa de erro. Na Figura 7.73 apresenta-se a trajetória de todos os usuários para a estratégia com implementação do ajuste adaptativo. Pode-se perceber que a implementação do ajuste adaptativo não trouxe deficiências na capacidade dos usuários de voarem pela trajetória determinada.

Na Figura 7.74 apresenta-se a variação de ângulo de ataque comparando-se os dois controladores. Pode-se observar a semelhança das respostas dos dois casos, mostrando que a implementação do ajuste adaptativo também não trouxe maiores penalidades nas oscilações do ângulo de ataque.



**Figura 7.73 – Trajetória dos Usuários com a Implementação do Ajuste**

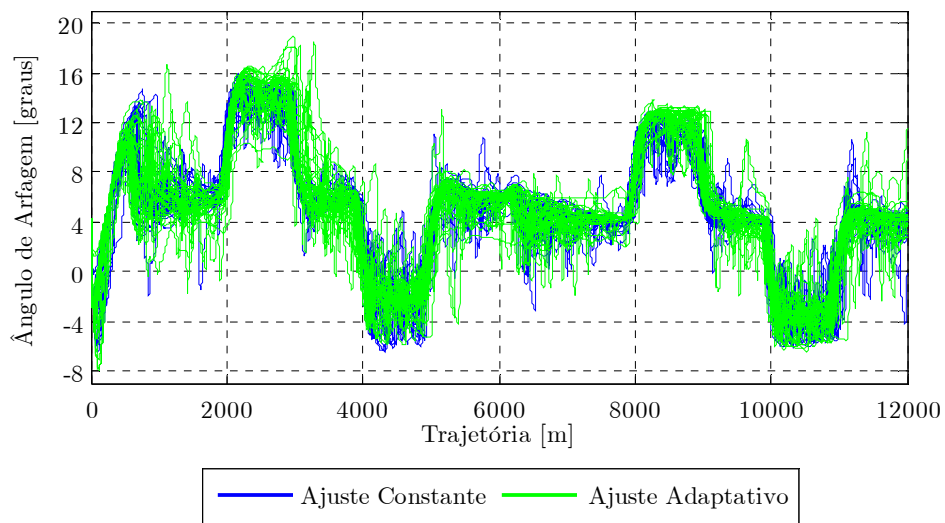
**Dinâmico**



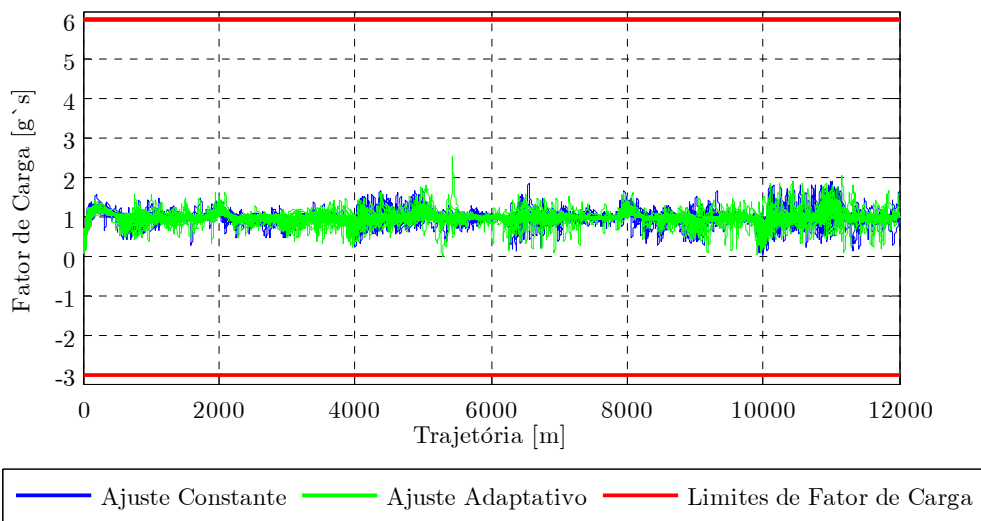
**Figura 7.74 – Avaliação do Ângulo de Ataque do Controlador com Ajuste**

**Dinâmico**

Da mesma forma, na análise da variação do ângulo de arfagem (Figura 7.75) e do fator de carga (Figura 7.76) pode-se observar a semelhança nas respostas para o caso com ajuste constante e o caso com ajuste adaptativo.



**Figura 7.75 –Avaliação do Ângulo de Arfagem do Controlador com Ajuste Dinâmico**



**Figura 7.76 –Avaliação Fator de Carga do Controlador com Ajuste Dinâmico**

Cabe ressaltar que o objetivo da implementação de um controlador com ajuste adaptativo é aumentar a segurança da pilotagem, pois com esse ajuste consegue-se configurar os controladores de forma que nunca seja possível colocar a aeronave em uma condição de risco, como o estol, por exemplo. Sendo assim, cabia avaliar quais eventuais penalidades essa implementação poderia ocasionar, fazendo-se uma análise da viabilidade de sua implementação.

---

Pela avaliação dos ensaios realizados nota-se que as deficiências do controlador com ajuste adaptativo, em relação ao controlador com ajuste fixo, são muito pequenas. As notas atribuídas para a estratégia com ajuste adaptativo apresentaram um valor maior em relação a estratégia com ajuste constante, tendo em vista que o ajuste adaptativo existe uma maior esforço do piloto em manter a velocidade determinada.

Tendo em vista as vantagens que esse controlador pode trazer, como as melhorias na segurança do voo, a utilização desse tipo de estratégia deve ser melhor estudada, e também implementada para os demais casos, mas considera-se que isso foge ao escopo desse trabalho, em função do grande número de estratégia já avaliados.

---

## 8 CONCLUSÕES

Neste trabalho foram desenvolvidas e avaliadas estratégias de assistência à pilotagem baseadas no controle da trajetória da aeronave em detrimento do controle de atitude como é feito nas aeronaves convencionais. Essas estratégias foram avaliadas por trinta e quatro usuários em um simulador desenvolvido ao longo desse trabalho.

Foram avaliadas nove estratégias de assistência à pilotagem para o movimento longitudinal, sendo oito delas tendo como variável de referência quatro grandezas relacionadas ao movimento longitudinal (altitude, razão de subida, ângulo de arfagem, e ângulo de velocidades). Para cada uma dessas grandezas foram propostas duas estratégias de assistência à pilotagem, uma chamada cruzada (com o profundor controlando alterações na velocidade) e uma chamada direta (com a potência do motor controlando alterações na velocidade). A nona estratégia implementada utiliza a razão de subida como variável de referência, e a abordagem controle direto, com a diferença de que o ajuste dos limites do controlador de velocidades é adaptativo.

Outras quatro estratégias foram ainda analisadas, tendo o ângulo de ataque e o fator de carga como variável de referência. Porém, como não foi possível ajustar os ganhos dos controladores nesses casos, as mesmas foram descartadas.

Analisando as diferenças na implementação das estratégias com controle direto e cruzado, para todas as quatro variáveis de referência avaliadas as estratégias diretas sempre apresentaram melhores resultados que as estratégias cruzadas. Isso pôde ser verificado, avaliando-se a nota atribuída a cada estratégia pelos usuários, (de acordo com a escala de Cooper-Harper), e pelo valor de erro acumulado na trajetória e na velocidade durante as simulações. Com isso, acredita-se que a implementação de estratégias com controle cruzado não

---

seja adequada para sistemas de pilotagem assistida. Nos casos em que se utilizou como variável de referência a altitude ou o ângulo de arfagem, a dificuldade de pilotagem foi considerada tão grande quanto aquela encontrada no caso de controle sem assistência.

De todas as estratégias propostas, aquela que apresentou o melhor resultado foi a estratégia de assistência à pilotagem tendo como variável de referência o ângulo de velocidades e utilizando controle direto (estratégia 12). Esta estratégia obteve dos usuários uma nota média (na escala de Cooper-Harper) de 2,2. Isto a classifica como “um sistema de controle que está satisfatório, sem melhoramentos, e se encontra próximo ao bom, com deficiências desprezíveis, onde o desempenho desejado é obtido sem a compensação do piloto”.

Em segundo lugar na classificação de qualidade aparece a estratégia de assistência à pilotagem que possui a razão de subida como variável de referência, e controle direto (estratégia 4). Essa estratégia obteve uma nota média de 2,4, o que ainda a mantém como “satisfatória sem melhoramentos”, mas um pouco mais próxima das estratégias com deficiências desagradáveis, onde uma mínima compensação do piloto é requerida (nota 3). Deve-se destacar que a escala de Cooper-Harper apresenta apenas valores inteiros de notas. As notas atribuídas às estratégias estudadas possuem valores fracionados por representarem valores médios, e a análise apresentada anteriormente se baseia em uma interpretação de uma classificação fictícia entre duas condições da escala de Cooper-Harper. Na avaliação dos erros acumulados na trajetória e velocidade, a estratégia 4 apresentou valores um pouco maiores que a estratégia 12, porém muito próximos.

Não se pode afirmar, porém, que a estratégia 12 apresentou os melhores resultados, pois quando são avaliadas as oscilações no ângulo de ataque, ângulo de velocidades e fator de carga, a estratégia tendo como variável de referência a razão de subida (4) apresentou melhores resultados que a estratégia tendo como variável de referência o ângulo de velocidades (12), mas ainda sim muito próximos.



---

Avaliou-se então que a qualidade na melhoria do voo com a implementação das estratégias 4 e 12 são equiparáveis e, de acordo com a metodologia de avaliação utilizada neste trabalho, essas duas estratégias foram as candidatas mais aptas e serem implementadas como estratégias de assistência à pilotagem em uma aeronave leve.

Em todas as estratégias propostas pôde-se verificar a eficiência da implementação do controlador de velocidades. Este controlador foi eficiente tanto nas aplicações diretas, como nas aplicações cruzadas. Porém os melhores resultados ainda foram obtidos nas estratégias que o mesmo foi aplicado de forma direta.

Na avaliação da estratégia de assistência à pilotagem com o controlador com ajuste adaptativo, verificou-se pequenas perdas de qualidade em relação à condição de controlador com ajuste constante. A implementação desse tipo de estratégias deve ser então melhor estudada, tendo-se em vista os benefícios que este tipo de estratégia pode trazer à segurança do voo.

Na comparação dos resultados apresentados por um piloto profissional, com aqueles apresentados por um usuário sem conhecimento em pilotagem ou em aeronáutica, verificou-se os benefícios da adoção das estratégias de assistência à pilotagem. Estes resultados indicam a eficácia na melhoria da qualidade de voo com a adoção das estratégias de assistência à pilotagem.

Cabe destacar que durante os ensaios preliminares verificou-se a necessidade da utilização de um freio aerodinâmico, principalmente para que a aeronave fosse capaz de percorrer os trechos de descidas com velocidade constante. Todas as estratégias de assistência à pilotagem avaliadas possuíam um sistema de freio aerodinâmico para auxiliar na redução da velocidade, inclusive a condição sem assistência à pilotagem. Nesse caso o freio aerodinâmico era atuado automaticamente pela manete de potência, quando se retirava toda a potência do motor.

---

## 8.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Como ficou demonstrado, a utilização das estratégias de assistência à pilotagem pode trazer inúmeras melhorias à pilotagem, além do aumento da segurança do voo. Mais estudos devem ser realizados explorando também o movimento látero-direcional e também outras possíveis estratégias, baseadas em outras técnicas de controle. A seguir são propostos temas relacionados a esse trabalho que podem ser utilizados em trabalhos futuros.

- ◇ Avaliação de mais estratégias de assistência à pilotagem baseadas em outras variáveis de referência.
- ◇ Avaliação do movimento látero-direcional.
- ◇ Combinação dos movimentos longitudinal e látero direcional.
- ◇ Estudo mais aprofundado da programação dos controladores com ajuste adaptativo dos limites de referência das variáveis de controle.
- ◇ Estudo da otimização dos controladores das estratégias de assistência à pilotagem.
- ◇ Desenvolvimento de simuladores para análise das estratégias de assistência à pilotagem.
- ◇ Implementação das estratégias de assistência à pilotagem em aeronaves rádio controladas para análise das mesmas.

---

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

\_\_\_\_\_, FAR – PART 23; Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes – FAA Federal Aviation Regulations

\_\_\_\_\_, ESDU 77022, (2003) “Equations for Calculation of international standard atmosphere and associated off standard atmospheres”. ESDU product issue: 2003-03.

\_\_\_\_\_, Special Report 263 (2002) “Future Flight - A Review of the Small Aircraft Transportation System Concept” - Committee for a Study of Public-Sector Requirements for a Small Aircraft Transportation System - Transportation Research Board National Research Council - National Academy Press - Washington, D.C.

\_\_\_\_\_, The Informed Volusian Issue 20 - May 15, 2002 - Article 3- Putting Wings on America: Part II

\_\_\_\_\_, [www.flightgear.org](http://www.flightgear.org) (Visitado em março de 2009)

**Abzug, M. J.; Larrabee, E. E.;** (2005). “Airplane Stability and Control – A History of the Technologies That Made Aviation Possible” Cambridge University Press

**Barros, C. P.;** (2001) “Uma Metodologia para o Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves Leves Subsônicas” – Universidade Federal de Minas Gerais – Escola de Engenharia – Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica.

**Bhat, A.; Joseph, M.; John, S.; Dhas, C.;** (2005) “Avionics Interface Unit - At The Core Of Next Generation Avionics” Computer Networks & Software (CNS), Inc., Springfield, VA

- 
- Cummings**, M.L., Myers, K., & Scott, S.D.; (2006), “Modified Cooper Harper Evaluation Tool for Unmanned Vehicle Displays” In Proceedings of UVS Canada: Conference on Unmanned Vehicle Systems Canada, November 8-10, 2006, Montebello, PQ, Canada.
- Dolega**, B.; **Rogalski**, T.; (2008), “The training rate of aircraft handling quality evaluation scale” Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal.
- Dreier**, D. L.; (2003) “An Aircar in Every Garage?” – An MIT Technology Review
- Fernandes**, F. G. Jr.; (2006), “Metodologia Para Re-Sintonia De Controladores PID Industriais”. Universidade Federal do Rio Grande do Norte - Centro de Tecnologia - Programa de Pós-Graduação em Engenharia Elétrica.
- Fielding**, C.; (2002) “The Design Of Fly-By-Wire Flight Control Systems” Flight Control Systems Technologist - BAE SYSTEMS, Aerodynamics (W427D) - Warton Aerodrome, Preston PR4 1AX
- Finotti**, J.; (2002) “Jet Sets – NASA’s plan to revolutionize how Floridians fly in the future” – Florida Trend – The Magazine of Florida Business - SATS
- Flemisch**, F. O; **Adams**, C. A.; **Conway**, S. R.; **Goodrich**, K. H.; **Palmer**, M. T.; **Schutte**, P. C. (2003) “The H-Metaphor as a Guideline for Vehicle Automation and Interaction”
- Goodrich**, K. H; **Flemisch**, F. O.; **Williamms**, R. A; (2006), “Application Of The H- Mode, A Design And Interaction Concept For Highly Automated Vehicles, To Aircraft”
- Harper**, R. P. JR.; (1986), (Calspan Corp., Buffalo, NY) & Cooper, G. E., (G. E.Cooper Associates, Saratoga), “Handling qualities and pilot evaluation” CA Journal of Guidance, Control, and Dynamics 0731-5090 vol.9 no.5 (515-529).

---

**Hartman, E. P., Biermann, D.;** (1938), “The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3, and 4 blades of Clark y and R.A.F. 6 airfoil sections” NACA Report N 640.

**Helbing, K.; Spaeth, T.; Valasek, J.** (2006) “Improving Aircraft Sequencing and Separation at a Small Aircraft Transportation System Airport” Texas A&M University, College Station, Texas 77843-3141 - JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 43, No. 6, November–December 2006

**Hignham, D. J.** (1992), “Monotonic piecewise cubic interpolation, with applications to ODE plottings” Journal of Computational and Applied Mathematics 39 287-294. North-Holland

**Kocks, K.;** (2001) “Systems that Permit Everyone to Fly” - Avionics Magazine

**Lagarias, J.C., Reeds, J. A., Wright, M. H., and Wright P. E.;** (1998), “Convergence Properties of the Nelder-Mead Simplex Method in Low Dimensions,” SIAM Journal of optimization, Vol. 9 Number 1, pp. 112-147.

**Lourenço, J.;** (1997) “Sintonia De Controladores P.I.D.” - Escola Superior De Tecnologia

**Moreira, A. P. G. M.; Carvalho, J. L. M.;** (1993) “Controle Automático de Processos – Dos Sistemas Realimentados até ao Controlador Adaptativo Preditivo” – Robótica e Automação.

**Nelder, J. A. & Mead, R.;** (1965), “A simplex method for function minimization”, The Computer Journal, Vol. 7, No. 4. pp. 308-313.

**Neto, A. G.;** (1997), “Estudo Experimental dos Efeitos de Atrasos Puros e Equivalentes nas Qualidades de Vôo de Aeronaves” Tese de Mestrado, Mecânica do Vôo e Dinâmica Orbital, Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

- 
- Ogata, K.**(2006), “Engenharia de Controle Moderno” Quarta Edição, Segunda Reimpressão.  
Editora Pearson Prentice Hall.
- Oliveira, P. H. I. A.;** (2004) “Otimização de Trajetórias de Vôo de Distância em Planadores” -  
Tese de Doutorado em Engenharia Mecânica - Universidade Federal de Minas  
Gerais, UFMG, Brasil
- Peakin, W.** (2001) – “Flying will be as easy as driving a car” - Guardian Unlimited home
- Sellers, D.;** (2001), “An Overview of Proportional plus Integral plus Derivative Control and  
Suggestions for Its Successful Application and Implementation”.. Retrieved on  
2007-05-05. ICEBO - International Conference for Enhanced Building Operations
- Schutte, P. C.;** **Goodrich, K. H.;** **Cox, D. E.;** **Jackson, E. B.;** **Palmer, M. T.;****Pope, A. T.;**  
**Schlecht, R. W.;****Tedjojuwono, K. K.;****Trujillo, A. C.;****Williams, R. A.;****Kinney, J. B.;**  
**Barry, J. S. Jr;** (2008) “The Naturalistic Flight Deck System: An Integrated  
System Concept for Improved Single-Pilot Operations” NASA/TM-2007-215090
- Tomczyk, A.;** (2004) “ Facilitated Airplane – project and preliminary in-flight experiments”  
Department of Avionics and Control, Rzeszów University of Technology, W. Pola  
2, 35-959 Rzeszów, Poland - Aerospace Science and Technology 8 (2004) 469–477
- Tomczyk, A.;** (2008), “Proposal of the experimental simulation method for handling qualities  
evaluation” Department of Avionics and Control Systems, Faculty of Mechanical  
Engineering and Aeronautics, Rzeszo´w University of Technology, Rzeszo´w,  
Poland; Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal
- Thompson, S. D.;** **Bussolari, S. R.;** (2001)“An Operational Concept For The Smart Landing  
Facility (SLF)\*”- MIT Lincoln Laboratory, Lexington, MA 02420-91 85

---

**Weirauch, C.;** (2005) – “New Florida Organization to Carry on Small Aircraft Transportation Systemwork” – Airport Journals