

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO**

**UTILIZAÇÃO DE CONTROLE RECONFIGURÁVEL PARA  
UM AVIÃO COM FALHAS INDUZIDAS EM SUPERFÍCIES  
DE CONTROLE**

**NYCOLAS DE LIMA SANTOS**

Itajubá, 17 de Novembro de 2017

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**NYCOLAS DE LIMA SANTOS**

**UTILIZAÇÃO DE CONTROLE RECONFIGURÁVEL PARA  
UM AVIÃO COM FALHAS INDUZIDAS EM SUPERFÍCIES  
DE CONTROLE**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica como parte dos requisitos para obtenção do Título de Mestre em Ciências em Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Projeto, Materiais e Processos

Orientador: Prof. Sebastião Simões da Cunha Júnior

Co-orientador: Prof. Marcelo Santiago de Sousa

Itajubá, 17 de Novembro de 2017

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM  
ENGENHARIA MECÂNICA**

**NYCOLAS DE LIMA SANTOS**

**UTILIZAÇÃO DE CONTROLE RECONFIGURÁVEL PARA  
UM AVIÃO COM FALHAS INDUZIDAS EM SUPERFÍCIES  
DE CONTROLE**

Dissertação aprovada por banca examinadora em 17  
de Novembro de 2017, conferindo ao autor o título de  
*Mestre em Ciências em Engenharia Mecânica.*

**Banca Examinadora:**

Prof. Sebastião Simões da Cunha Júnior - UNIFEI

Prof. Marcelo Santiago de Sousa - UNIFEI

Prof. Alexandre Carlos Brandão Ramos - UNIFEI

Dr. Fernando José de Oliveira Moreira - EMBRAER

Julho de 2017

Itajubá - MG

## **Dedicatória**

Dedico este trabalho à Deus e a minha família.

## **Agradecimentos**

Este trabalho não poderia ser realizado sem a ajuda de diversas pessoas às quais presto minha homenagem:

Aos meus pais pelo suporte que me deram e pelo incentivo ao estudo em todos os momentos da minha vida.

Ao professor Sebastião Simões, que me deu um voto de confiança, me orientou e acreditou neste trabalho.

Ao professor Marcelo Santiago, que também muito me orientou, transmitindo grande parte dos conhecimentos necessários para realização deste trabalho.

A todos os professores e colegas, que ajudaram de forma direta ou indireta na conclusão deste trabalho.

*“O que sabemos é uma gota, o que ignoramos é um oceano.”*

**Benjamim Franklin**

## **Resumo**

Este trabalho se trata da implementação e da proposição de diferentes técnicas de controle para controlar uma aeronave militar, de asa rígida, o caça francês Mirage III. Visa-se o estudo do comportamento da aeronave quando a mesma apresentar defeitos em suas superfícies de controle, mais especificamente no aileron e no profundor. Através da reconfiguração dos controladores, propõe-se um sistema automático de atuação para que estes controles sejam tolerantes a falhas. Primeiramente, foram introduzidos os conceitos básicos de aviação, caracterização da aeronave e dinâmica de voo, bem como todas as equações do movimento utilizadas no modelo matemático. Então, foram apresentadas as leis de controles utilizadas, sua fundamentação teórica, ganhos e a metodologia da inserção das falhas. Utilizando um programa computacional de engenharia, foram realizadas simulações no domínio do tempo com finalidade da validação do modelo, estudo do comportamento da aeronave e sua controlabilidade, com e sem defeitos, para o controle das diferentes variáveis de estado e utilizando as diferentes técnicas. Para cada variável foram realizadas qualificações para as técnicas de controle utilizadas em diferentes quesitos. Foi avaliada a controlabilidade da aeronave e se o conjunto, aeronave mais sistema de controle, tem a capacidade de completar sua missão mesmo com a ocorrência de falhas.

**Palavras chave:** controle de voo, controle reconfigurável, controle tolerante a falhas, controle ativo.

## **Abstract**

The meaning of this work is the implementation of different techniques to control a military aircraft, with rigid wing, the French fighter Mirage III. It is intended to study the behavior of the aircraft when failures are induced on its control surfaces, more specifically in aileron and elevator. Through the reconfiguration of the controls, an automatic update system for these controls and fault tolerant is proposed. First of all, the basic concepts of aviation, aircraft characterization and flight dynamics were introduced, as well as all the equations of motion. Then, the different laws of control were presented, their theoretical basis, gains and the methodology of insertion of failures as well. Using an engineering computer program, simulations were performed in time domain for the purpose of validation of the model, study the behavior of the aircraft and its control, with and without failures, to control the different state variables and use as different techniques. For each variable, qualifications for those control techniques were achieved. The controllability of the aircraft was evaluated and if the set, aircraft plus control system, is able to complete its own mission with an occurrence of failures.

**Key words:** flight control, reconfigurable control, fault tolerant control, active control.

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Tipos de equilíbrio (Retirada de PEREIRA, 2015). .....	29
Figura 2 – Sistema estaticamente estável, dinamicamente instável. ....	29
Figura 3 – Sistema estaticamente e dinamicamente estável. ....	30
Figura 4 – Representação dos sistemas de eixos. (Retirada de STEVENS & LEWIS, 1992). ..	31
Figura 5 – Componentes de um avião (Retirada de NASA.GOV).....	32
Figura 6 – Representação dos ângulos de Euler. ....	32
Figura 7 – Forças em um voo simétrico. (Retirada de ETKIN, 1996). ....	36
Figura 8 – Variação dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque. (Retirada de ETKIN, 1996). ....	38
Figura 9 – Dassault Mirage III. (Retirada de DASSAULT-AVIATION.COM).....	67
Figura 10 – Comportamento do avião livre de comandos ou perturbações. ....	69
Figura 11 – Controle da velocidade de arfagem sem falhas.....	70
Figura 12 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado.....	71
Figura 13 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado .....	72
Figura 14 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação desligado.....	73
Figura 15 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação ligado .....	74
Figura 16 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 25^\circ$ e sistema de compensação desligado.....	75
Figura 17 – Controle da velocidade de arfagem com $\delta pe = 25^\circ$ e sistema de compensação ligado .....	76
Figura 18 – Controle do ângulo de ataque sem falhas.....	78
Figura 19 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	79
Figura 20 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado .	80
Figura 21 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação desligado.....	81
Figura 22 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação ligado	82
Figura 23 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 25^\circ$ e sistema de compensação desligado.....	83
Figura 24 – Controle do ângulo de ataque com $\delta pe = 25^\circ$ e sistema de compensação ligado	84

Figura 25 – Controle do ângulo de atitude sem falhas. ....	86
Figura 26 – Controle do ângulo de atitude com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	87
Figura 27 – Controle do ângulo de atitude com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	88
Figura 28 – Controle do ângulo de atitude com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	89
Figura 29 – Controle do ângulo de atitude com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	90
Figura 30 – Controle da velocidade sem falhas. ....	92
Figura 31 – Controle da velocidade com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	93
Figura 32 – Controle da velocidade com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	94
Figura 33 – Controle da velocidade com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	95
Figura 34 – Controle da velocidade com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	96
Figura 35 – Controle da altitude sem falhas. ....	98
Figura 36 – Controle da altitude com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	99
Figura 37 – Controle da altitude com $\delta pe = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	100
Figura 38 – Controle da altitude com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	101
Figura 39 – Controle da altitude com $\delta pe = 20^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	102
Figura 40 – Controle do ângulo de rolamento sem falhas. ....	104
Figura 41 – Controle do ângulo de rolamento com $\delta ae = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	105
Figura 42 – Controle do ângulo de rolamento com $\delta ae = 30^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	106
Figura 43 – Controle do ângulo de rolamento com $\delta ae = 30^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	107
Figura 44 – Controle do ângulo de guinada sem falhas. ....	110
Figura 45 – Controle do ângulo de guinada com $\delta ae = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	111
Figura 46 – Controle do ângulo de guinada com $\delta ae = 0^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	112
Figura 47 – Controle do ângulo de guinada com $\delta ae = 30^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	113
Figura 48 – Controle do ângulo de guinada com $\delta ae = 30^\circ$ e sistema de compensação ligado. ....	114
Figura 49 – Controle da posição lateral sem falhas. ....	116
Figura 50 – Controle da posição lateral com $\delta ae = 0^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	117
Figura 51 – Controle da posição lateral com $\delta ae = 38^\circ$ e sistema de compensação desligado. ....	118

Figura 52 – Trajetória sem falhas (com <i>Backstepping</i> ).....	121
Figura 53 – Trajetória sem falhas. ....	122
Figura 54 – Comandos da trajetória sem falhas. ....	123
Figura 55 – Trajetória com $\delta pe = 0^\circ$ e $\delta ae = 0^\circ$ com sistema de compensação desligado .	124
Figura 56 – Paralelismo no controle da trajetória.....	125
Figura 57 – Comandos no trajetória com $\delta pe = 0^\circ$ e $\delta ae = 0^\circ$ com sistema de compensação desligado.....	126
Figura 58 – Trajetória com $\delta pe = 0^\circ$ e $\delta ae = 0^\circ$ com sistema de compensação ligado .....	127
Figura 59 – Trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação desligado .....	128
Figura 60 – Comandos no trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação desligado .....	129
Figura 61 – Trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação ligado..	130
Figura 62 – Comandos na trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação ligado.....	131
Figura 63 – Variáveis de estado da trajetória sem falhas (com <i>Backstepping</i> ).....	144
Figura 64 – Comandos da trajetória sem falhas (com <i>Backstepping</i> ). ....	145
Figura 65 – Variáveis de estado da trajetória sem falhas. ....	146
Figura 66 – Variáveis de estado da trajetória com $\delta pe = 0^\circ$ e $\delta ae = 0^\circ$ com sistema de compensação desligado. ....	147
Figura 67 – Variáveis de estado da trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação desligado. ....	148
Figura 68 – Variáveis de estado da trajetória com $\delta pe = 20^\circ$ e $\delta ae = 30^\circ$ com sistema de compensação ligado.....	149
Figura 69 – Controle do ângulo de rolamento com atuador sem falhas.....	151
Figura 70 – Controle do ângulo de rolamento com atuador sem falhas (sem SM e BS). ....	152
Figura 71 – Controle do ângulo de atitude com atuador sem falhas. ....	153
Figura 72 – Controle do ângulo de atitude com atuador sem falhas (sem RIU e RGR). ....	154

## LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AvSP	Programa de segurança de aviação da NASA ( <i>Aviation Safety Program</i> )
BS	<i>Backstepping</i>
CAS	Sistema de aumento de controle ( <i>Control augmentation system</i> )
CFIT	Colisão com o solo em voo controlado ( <i>Controlled flight into terrain</i> )
FAA	Federal Aviation Administration
FDIR	Detecção, identificação e reconfiguração para falhas ( <i>Failure detection, identification and reconfiguration</i> )
FTCS	Sistema de controle tolerante a falhas ( <i>Fault tolerant control system</i> )
IFC	Controle de voo inteligente ( <i>Intelligent flight control</i> )
LOC	Perda de controle ( <i>Loss of control</i> )
MILD	Detecção de aprendizagem imunológica multi camada ( <i>Multi-level Immune Learning Detection</i> )
MIMO	Múltiplas entradas e múltiplas saídas ( <i>Multiple input, multiple output</i> )
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PID	Proporcional, Integral e Derivativo
RGR	Regressão do Grau Relativo
RIU	Regulador Integrativo Universal
SAS	Sistema de aumento de estabilidade ( <i>Stability augmentation system</i> )
SISO	Entrada única e saída única ( <i>Single input, single output</i> )
SM	<i>Sliding Mode</i>
VANT	Veículo aéreo não tripulado.

# LISTA DE VARIÁVEIS

$b$	Envergadura [m]
$\bar{c}$	Corda media aerodinâmica [m]
$c_i$	Constantes associadas a momentos de inércia de massa em aeronaves rígidas, onde $i = 1, \dots, 9$
$C_D$	Coefficiente de arrasto
$C_{D0}$	Coefficiente de arrasto para a condição de sustentação nula
$C_L$	Coefficiente de sustentação
$C_{Lq}$	Derivada (de estabilidade) de $C_L$ (da aeronave toda) com relação a taxa de arfagem
$C_{L0}$	Coefficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo
$C_{L\alpha}$	Derivada de $C_L$ com relação ao ângulo de ataque
$C_{L\delta_e}$	Derivada de $C_L$ com relação a deflexão de profundor
$C_l$	Coefficiente de momento de rolamento
$C_{l\beta}$	Derivada de $C_l$ com relação ao ângulo de derrapagem
$C_{lp}$	Derivada de $C_l$ com relação a taxa de rolamento
$C_{lr}$	Derivada de $C_l$ com relação a taxa de guinada
$C_{l\delta_a}$	Derivada de $C_l$ com relação a deflexão de aileron
$C_{lr}$	Derivada de $C_l$ com relação a deflexão de leme
$C_m$	Coefficiente de momento de arfagem
$C_{m0}$	Coefficiente de momento de arfagem para ângulo de ataque nulo
$C_{m\alpha}$	Derivada de $C_m$ com relação ao ângulo de ataque
$C_{mq}$	Derivada de $C_m$ com relação a taxa de arfagem
$C_{m\delta_e}$	Derivada de $C_m$ com relação a deflexão de profundor
$C_n$	Coefficiente de momento de guinada
$C_{n\beta}$	Derivada de $C_n$ com relação ao ângulo de derrapagem
$C_{np}$	Derivada de $C_n$ com relação a taxa de rolamento
$C_{nr}$	Derivada de $C_n$ com relação a taxa de guinada
$C_{n\delta_a}$	Derivada de $C_n$ com relação a deflexão de aileron
$C_{n\delta_r}$	Derivada de $C_n$ com relação a deflexão de leme
$C_x$	Coefficiente adimensional da força externa com relação ao eixo x aerodinâmico
$C_y$	Coefficiente adimensional da força externa com relação ao eixo y aerodinâmico
$C_{y\alpha}$	Coefficiente de força lateral
$C_{y\beta}$	Derivada de $C_y$ com relação ao ângulo de derrapagem
$C_{y\delta_r}$	Derivada de $C_y$ com relação a deflexão de leme

$C_z$	Coefficiente adimensional da força externa com relação ao eixo z aerodinâmico
$D$	Força de arrasto [N]
$e_i$	Derivada do erro de ordem $i - 1$ , onde $i = 1, 2, \dots, \rho$
$e$	Erro (em função do tempo)
$F_{\max}$	Força de tração estática ao nível do mar [N]
$\vec{F}_R$	Força externa resultante do corpo [N]
$F_t$	Força da tração da turbina [N]
$F_x$	Força externa resultante aplicada no eixo x do corpo [N]
$F_y$	Força externa resultante aplicada no eixo y do corpo [N]
$F_{ya}$	Força lateral [N]
$F_z$	Força externa resultante em relação ao eixo z do corpo [N]
$g$	Aceleração gravitacional [m/s <sup>2</sup> ]
$F(s)$	Função de transferência de suavização
$h$	Altitude (deslocamento no eixo $-z$ inercial) [m]
$h_i(\cdot)$	Funções suaves em D
$i_h$	Ângulo do estabilizador horizontal [rad ou °]
$I_x$	Momento de inércia de massa em torno do eixo x do corpo [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_{xz}$	Produto de inércia de massa com relação aos eixos x e z do corpo [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_y$	Momento de inércia de massa em torno do eixo y do corpo [kg.m <sup>2</sup> ]
$I_z$	Momento de inércia de massa em torno do eixo z do corpo [kg.m <sup>2</sup> ]
$k$	Ganho do controlador
$k_0$	Ganho usado no integrador condicional
$k_D$	Constante de proporcionalidade entre $C_D$ e $C_L^2$
$k_j$	Ganhos usados com o intuito de garantir que a equação polinomial $\lambda^{\rho_i-1} + k_{\rho_i-1}^i + \dots + k_1^i = 0$ tenha todas as suas raízes no semiplano complexo esquerdo
$K_D$	Ganho derivativo
$K_I$	Ganho integrativo
$K_p$	Ganho proporcional
$L$	Força de sustentação [N]
$\bar{L}$	Momento externo resultante no eixo x do corpo [N.m]
$M$	Momento externo resultante no eixo y do corpo [N.m]
Mach	Número de Mach
$\vec{M}_R$	Momento externo resultante do corpo [N.m]
$m$	Massa da aeronave [kg]
$N$	Momento externo resultante no eixo z do corpo [N.m]
$n_p$	Coefficiente propulsivo com relação a $\rho$
$p$	Taxa de rolamento no sistema de eixos do corpo [rad/s ou °/s]

$q$	Taxa de arfagem no sistema de eixos do corpo [rad/s ou °/s]
$r$	Taxa de guinada no sistema de eixos do corpo [rad/s ou °/s]
$S$	Superfície de deslizamento
$\text{sat}(\cdot)$	Suavização do termo descontínuo $\text{sgn}(\cdot)$
$u$	Velocidade do avião no eixo longitudinal do sistema de eixos do corpo [m/s]
$v$	Velocidade da aeronave no eixo lateral do sistema de eixos do corpo [m/s]
$\vec{V}$	Vetor velocidade do corpo [m/s]
$V_{\text{som}}$	Velocidade do som [m/s]
$V$	Velocidade total do avião no sistema de eixos aerodinâmico [m/s]
$w$	Velocidade da aeronave no eixo vertical do sistema de eixos do corpo [m/s]
$w(t)$	Sinal externo contínuo (com exceção de número finito de descontinuidades)
$X$	Deslocamento horizontal no eixo x inercial [m]
$Y$	Deslocamento horizontal no eixo y inercial [m]
$\alpha$	Ângulo de ataque [rad ou °]
$\theta$	Ângulo de atitude [rad ou °]
$\varphi$	Ângulo de rolamento [rad ou °]
$\psi$	Ângulo de guinada [rad ou °]
$\beta$	Ângulo de derrapagem [rad ou °]
$\vec{\omega}$	Vetor velocidade angular do corpo [rad/s ou °/s]
$\rho$	Massa específica do ar [kg/m <sup>3</sup> ]
$\rho_{\text{mar}}$	Massa específica do ar ao nível do mar [kg/m <sup>3</sup> ]
$\delta_p$	Deflexão resultante de profundor [rad ou °]
$\delta_{pd}$	Deflexão de profundor direito [rad ou °]
$\delta_{pe}$	Deflexão de profundor esquerdo [rad ou °]
$\delta_a$	Deflexão resultante de aileron [rad ou °]
$\delta_{ad}$	Deflexão de aileron direito [rad ou °]
$\delta_{ae}$	Deflexão de aileron esquerdo [rad ou °]
$\delta_l$	Deflexão de leme [rad ou °]
$\pi$	Deflexão da manete de combustível
$\delta_i$	Funções contínuas em $D \times W$
$\zeta$	Vetor de parâmetros constantes não conhecidos pertencente a um conjunto compacto $\Theta \subset \mathbb{R}^p$
$\mu$	Espessura da camada limite (para o Regulador Integrativo Universal)
$\sigma$	Integrador condicional
$\phi$	Espessura da camada limite (para o <i>Sliding Mode</i> )
$\tilde{y}$	Erro de rastreamento

# SUMÁRIO

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO.....	19
1.1 Revisão Bibliográfica .....	23
1.2 Objetivos.....	26
1.3 Estrutura da Dissertação .....	26
CAPÍTULO 2 – CONCEITOS FUNDAMENTAIS .....	28
2.1 Equilíbrio e Estabilidade .....	28
2.2 Controlabilidade, Manobrabilidade e Sistemas de Eixos .....	30
2.3 Qualidades de Voo .....	33
2.4 Dinâmica de Voo .....	33
2.5 Equações para as Forças e Momentos .....	38
CAPÍTULO 3 – TÉCNICAS DE CONTROLE .....	42
3.1 Controlador PID clássico (PID).....	42
3.1.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ ) .....	43
3.1.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ) .....	43
3.1.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	43
3.1.4 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	44
3.2 Regulador Integrativo Universal (RIU).....	44
3.2.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ ).....	46
3.2.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ) .....	46
3.2.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	47
3.2.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ ).....	47
3.2.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	47
3.2.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ ).....	48
3.2.7 Controle da Posição Lateral ( $Y$ ) .....	48
3.3 Sliding Mode (SM).....	49
3.3.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ ) .....	51
3.3.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ) .....	51
3.3.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	52
3.3.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ ).....	52
3.3.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	52
3.3.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ ).....	53
3.4 Backstepping (BS).....	53

3.4.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ ).....	55
3.4.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ).....	55
3.4.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	56
3.4.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ ).....	56
3.4.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	56
3.4.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ ).....	57
3.5 Regressão do Grau Relativo (RGR).....	57
3.5.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ ).....	58
3.5.2 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	59
3.5.3 Controle de Altitude ( $H$ ).....	59
3.5.4 Controle da Velocidade de Rolamento ( $p$ ).....	60
3.5.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	60
3.5.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ ).....	61
3.5.7 Controle da Posição Lateral ( $Y$ ).....	61
3.5.8 Controle da Aceleração Total ( $a$ ).....	62
3.5.9 Controle da Velocidade ( $V$ ).....	62
3.6 Inserção das Falhas.....	63
3.7 Sistema de Compensação de Falhas.....	64
CAPÍTULO 4 – SIMULAÇÕES E ANÁLISES.....	67
4.1 Apresentação do Mirage III.....	67
4.2 Validação do Modelo.....	68
4.3 Controle da Velocidade de Arfagem ( $q$ ).....	69
4.4 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ).....	78
4.5 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ ).....	85
4.6 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ ).....	91
4.6.1 Controle da Velocidade Total ( $V$ ).....	91
4.6.2 Controle da Altitude ( $H$ ).....	97
4.7 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ ).....	103
4.8 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ ).....	108
4.9 Controle da Posição Lateral ( $Y$ ).....	115
4.10 Controle de Trajetória.....	120
4.11 Análise Geral das Simulações.....	132
CAPÍTULO 5 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	134
5.1 Conclusões.....	134
5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros.....	136
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	137
ANEXO A – CONSTANTES DO AVIÃO MIRAGE III.....	140

APÊNDICE A – GANHOS ENCONTRADOS PARA OS CONTROLADORES .....	142
APÊNDICE B – DEMAIS GRÁFICOS DAS SIMULAÇÕES REALIZADAS NA SEÇÃO 4.9 .....	144
APÊNDICE C – INFLUÊNCIA DA IMPLEMENTAÇÃO DE MODELOS DE ATUADORES .....	150

## CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO

Segundo Anderson (1999), a invenção e o desenvolvimento do avião são indiscutivelmente um dos três avanços tecnológicos mais importantes do século XX, os outros dois são a revolução da eletrônica e a engenharia nuclear. Entretanto, os aviões não surgiram do nada. Um avião consegue voar devido aos efeitos de um conjunto de leis da natureza cuja compreensão envolve conceitos desde matemática e geometria, até dinâmica, mecânica dos fluidos e ciência dos materiais. O amadurecimento desses conceitos, por sua vez, se deu majoritariamente no século XX, devido a primeira e segunda guerra mundial.

De acordo com Murphy (2005), nenhum aspecto da primeira guerra mundial causou tanto impacto na memória dos europeus quanto os ousados pilotos que combateram uns aos outros no céu. Quando se pergunta a alguém quem foi Barão Vermelho, a grande maioria, mesmo não sabendo que seu nome era Manfred von Richthofen, sabe que ele foi um brilhante e temido piloto de guerra, isto é, ele é conhecido pelo o que fez e também porque os aviões eram fascinantes na primeira guerra, devido duas razões muito simples: o primeiro voo com uma aeronave “mais pesada que o ar” foi registrado apenas onze anos antes do início da guerra, além disso, muitos civis que foram deslocados dos campos de batalha ficaram surpreendidos com o poder dos aviões. Com o avanço da guerra, as funções desempenhadas pelos aviões sofreram mudanças. Inicialmente, eram realizados voos de reconhecimento. Em seguida, passaram a travar combates aéreos a executar bombardeios em pontos estratégicos. Assim, como as funções desempenhadas pelos aviões mudaram, houve um desenvolvimento dos mesmos. Ao término da guerra, as capacidades da aeronave sofreram um avanço ainda maior, pois, em muitos aspectos, o curso da guerra foi determinado em grande parte pela batalha econômica que se travava, batalha esta que se perdurou mesmo quando a guerra já tinha acabado.

O período entre 1930 e 1950 pode ser classificado como era da maturidade do avião impulsionado por hélice. Neste período, os aviões evoluíram, e valores de velocidade, altitude, eficiência e segurança tiveram notável melhoria. Em particular, os anos 30 são considerados por muitos historiadores como os “anos dourados” da engenharia aeronáutica (de fato, tem uma galeria no National Air and Space Museum com esse nome): período onde inúmeras melhorias técnicas, algumas delas desenvolvidas desde 1920, amadureceram e foram incorporadas nos projetos dos aviões, até então, quase que totalmente motivada pela indústria militar. Durante a segunda guerra, muitos aviões ficaram famosos: como o Lockheed P-38 Lightning e o Republic P-47 Thunderbolt. Entretanto, nenhum destes apresentavam características muito diferentes daqueles desenvolvidos no começo dos anos 30, embora tinham sofrido refinamentos tecnológicos e eram conseqüentemente mais robustos e mais rápidos. De fato, os modelos mais utilizados na guerra haviam sido desenvolvidos antes dos

Estados Unidos entrarem na guerra. Por parte dos aliados, o desenvolvimento se congelou para que houvesse foco na produção em massa dos modelos já existentes. Por outro lado, os alemães e os ingleses tinham uma perspectiva diferente a respeito da indústria aeronáutica, perspectiva a qual não descartou a busca por inovações, da qual surgiu o avião a jato. Tal invenção revolucionou a indústria aeronáutica e nenhum outro avanço tecnológico causou tanto impacto na performance dos aviões. O motor a jato foi consideravelmente melhor para a aviação militar por permitir voos em velocidades mais elevadas, próximos ou até mesmo superiores a velocidade do som. Juntamente com tal desenvolvimento, surgiram as asas trapezoidais e as asas enflechadas, geometria na qual muitas asas de aviões modernos se baseia (ANDERSON, 1999).

Em paralelo as mudanças das geometrias e dos motores das aeronaves, os desenvolvimentos em veículos aéreos não tripulados (VANTs) tiveram início na primeira guerra. Os esforços durante o período entre as duas grandes guerras, durante a segunda guerra mundial e, posteriormente durante a guerra fria, levaram ao desenvolvimento de mísseis teleguiados e a atual família dos VANTs. Os VANTs têm a capacidade de transmitir informação de inteligência, vigilância e reconhecimento em tempo real em áreas hostis. Eles também podem atuar como relés de comunicação, designar alvos para a neutralização ou atacar os próprios objetivos com munições a bordo e, em seguida, vagarem enquanto transmitem informações dos campos de batalha, tudo sem arriscar uma vida. (KEANE & CARR, 2013). Este desenvolvimento está diretamente atrelado aos estudos em sistemas de controle.

Segundo Tischler (1996), a utilização dos sistemas de controle no meio aeroespacial tem uma longa e distinta tradição com início no século XIX e com os estudos em dinâmica e estabilidade. Seu estabelecimento como uma importante disciplina de engenharia se deu, essencialmente, através dos estudos realizados durante a segunda guerra mundial em métodos de resposta de frequência, como, Nyquist, Bode e Wiener. Os anos subsequentes proveram desenvolvimentos incomparáveis na teoria de controle, com aplicações que vão desde o onipresente controlador PID amplamente encontrado nas indústrias de processo até controladores de alta performance, específicos para as aplicações aeroespaciais. Este desenvolvimento tem sido cada vez mais sustentado pelos rápidos desenvolvimentos na tecnologia, essencialmente de software e hardware de processamento de dados.

Ainda segundo o autor devido à natureza altamente interdisciplinar dos conceitos envolvidos no controle de uma aeronave, este setor tem sido muito estudado e ainda é visto como um desafio substancial para a engenharia de controle. Esse desafio começa na fase de projeto do sistema de controle, onde as características de resposta do sistema desejadas para boas qualidades de voo são especificadas como função da configuração da aeronave, missão, condição de voo, estados de falha e condições de visibilidade, incluindo a influência das ajudas à visão. Entende-se por qualidades de voo, a capacidade do piloto de comandar a aeronave com precisão e carga de trabalho adequada (ETKIN & REID, 1996). No caso particular de aeronaves tripuladas, é importante que a aeronave apresente qualidades de voo

satisfatórias. Nem sempre as aeronaves têm qualidades de voo adequadas e uma forma de melhorar as qualidades de voo das aeronaves, sem a necessidade de grandes mudanças no projeto inicial das mesmas, é obtida com a implementação de leis de controle de voo (CUNHA *et al.*, 2011) (BOUADI *et al.*, 2011), que auxiliam o piloto no comando da aeronave. Essas características de qualidades de voo, juntamente com os requisitos de rejeição de perturbação, robustez de estabilidade e desempenho mesmo sob variações nas características dinâmicas com as condições de voo, definem um conjunto de especificações de projeto que fazem com que este seja de alta complexidade. Ainda segundo Tischler (1996), a arquitetura da lei de controle e a metodologia de projeto são selecionadas para atender a esses requisitos, mas as considerações práticas, como a filosofia de projeto, e a facilidade de desenvolvimento e otimização também podem ter uma importante influência no resultado do mesmo. As qualidades de voo são geralmente consideradas de forma explícita durante o teste de voo do protótipo de aeronave. Historicamente, essa abordagem permitiu que aeronaves fossem razoavelmente seguras desde que os pilotos estejam bem treinados e atualizados. Dentre os aprimoramentos que um sistema de controle pode trazer para uma aeronave está a já mencionada melhoria na dinâmica, estabilidade e qualidades de voo, por meio de sistemas de aumento de estabilidade (SAS), sistema de aumento de controle (CAS), mas também sistemas que visam a segurança e conforto da tripulação e dos passageiros, como por exemplo, sistemas de piloto automático e sistemas tolerante a falhas.

Stevens & Lewis (1992) definem o que são os sistemas de aumento de controle (CAS) e os sistemas de aumento de estabilidade (SAS), e compara as funções do CAS, SAS e do piloto automático. O CAS controla os modos de oscilação da aeronave a fim de prover ao piloto uma determinada resposta aos controles. Entre suas funções, pode-se citar: controlar a taxa de rolagem, controlar a taxa de atitude e controlar a aceleração normal da aeronave. O SAS controla os modos de oscilação da aeronave a fim de dar a estes modos uma frequência natural e amortecimento adequados. Suas principais funções são amortecer a rolagem, guinada e atitude da aeronave. O piloto automático alivia a carga no piloto e permite funções especiais, como manter a atitude da aeronave, manter a altitude da aeronave, manter velocidade, pouso automático, manter a direção da aeronave, entre outros. Segundo Schneider (1990) um controle tolerante a falhas (FTCS) permite que o sistema satisfaça suas especificações, ainda que alguns de seus componentes (aqueles os quais o controle prevê) apresentem comportamento aleatório, errôneo e ou malicioso, isto é, defeituoso, dentro de um intervalo de interesse.

A norma AC 25.1309-1A, da FAA (Federal Aviation Administration) apresenta requisitos gerais visando a determinação de níveis aceitáveis das probabilidades de ocorrência de falhas e a severidade da ocorrência das mesmas. Esta fornece requisitos de sistemas de monitoramento, de aviso, de correção e de ações da tripulação, para o caso de falhas, tudo com o intuito de garantir que todas as possíveis condições de falha serão levadas em consideração no projeto do avião, bem como dos sistemas a este atrelados, e que nenhuma condição de falha poderá levar a uma catástrofe. Assim, o desenvolvimento de sistemas de

controle de voo tolerante a falhas surgiu como um aspecto fundamental para garantir maior segurança e maior desempenho tanto para aeronaves civis como militares (JONES, 2003).

Segundo Lambregts *et al.* (2008), os acidentes devido à perda de controle (LOC) continuam sendo um dos principais tipos de acidentes aéreos. O resumo da Boeing dos acidentes envolvendo aviões comerciais a jato lista dezenove (de um total de oitenta e nove acidentes) acidentes fatais de LOC no mundo. Esta é a segunda maior causa de acidentes, ficando atrás somente dos acidentes CFIT (*controlled flight into terrain*). Nos últimos anos, a adição de meios eletrônicos para evitar acidentes com CFIT reduziu a porcentagem destes. Neste ponto, a indústria ainda não incorporou a prevenção generalizada do LOC. Os recentes acidentes de alto perfil, como o American Flight 587 em Nova York, onde um avião Airbus A300 após perder ter o leme quebrado, caiu em Belle Harbor, enfatizaram a importância de identificar tendências e desenvolver estratégias para prevenir tais catástrofes. Em uma revisão de quinze anos de acidentes do LOC para o transporte aéreo, foram registrados setenta e quatro acidentes, que somados causaram três mil duzentos e quarenta e uma mortes. Destes acidentes, vinte e sete foram acidentes devido a estol, vinte devido à contaminação de aerofólio com arestas de gelo, e oito acidentes de desorientação espacial. Dez acidentes foram causados por falha técnica da tripulação. Essas áreas parecem promissoras para prevenção de acidentes.

Segundo Dasgupta *et al.* (2004), nos últimos trinta anos, pelo menos dez aeronaves sofreram grandes falhas do sistema de controle de voo causando mais de mil e cem mortes. A detecção precoce de uma falha ou danos de subsistemas de aeronaves é crucial para seu controle e manobra durante o voo. Esses eventos incluem perda súbita de superfícies de controle, falha do motor e outros componentes que podem resultar em condições anormais de operação. O monitoramento e a detecção de tais eventos são necessários para alcançar um desempenho de voo aceitável e maior capacidade de sobrevivência do voo em condições anormais. O programa de pesquisa de Controle de Voo Inteligente (IFC) da NASA começou em 1992 para abordar a necessidade de examinar fontes alternativas de controle para acomodar falhas do sistema de controle em voo. A principal característica da tecnologia IFC é a sua capacidade de se adaptar a eventos imprevistos através do uso de uma arquitetura adaptativa de controle de voo. Os ganhos do sistema de controle e os parâmetros do sistema de identificação de falha se adaptam automaticamente através da utilização de redes neurais.

Segundo Zhang (2008), os sistemas modernos contam com controles sofisticados para atender maiores requisitos de desempenho e segurança. Um projeto de um controlador convencional para um sistema complexo pode resultar em um desempenho insatisfatório, ou mesmo instabilidade, principalmente em caso de avarias em atuadores, sensores ou outros componentes do sistema. Para superar tais fraquezas, novas técnicas foram desenvolvidas para tolerar falhas nos componentes, mantendo a estabilidade desejável e os requisitos de desempenho. Isto é particularmente importante para sistemas críticos de segurança, como aeronaves, naves espaciais, usinas de energia nuclear e plantas químicas que processam produtos nocivos. Em tais sistemas, as consequências de uma falha, por menor que seja, em

um componente do sistema, podem ser catastróficas. Portanto, a demanda em confiabilidade, segurança e tolerância a falhas geralmente é alta. Nos projetos de sistemas de controle tolerante a falhas, a identificação de falhas é fundamental, portanto, o sistema de detecção e diagnóstico da falha é um requisito intrínseco do controle tolerante a falhas. Paralelamente, a pesquisa em sistemas de controle reconfiguráveis tolerante a falhas aumentou significativamente desde seu início na década de 80.

Seguindo esta ideia, este trabalho se trata do estudo do comportamento de uma aeronave militar, de asa rígida, o caça francês Mirage III (SANTOS, 2016), quando a mesma apresentar defeitos em uma de suas superfícies de controle. Diferentes técnicas de controle foram implementadas: *i) PID*, *ii) Regulador Integrativo Universal*, *iii) Sliding Mode*, *iv) BackStepping* e *v) PID com compensadores comparativos*. Soma-se a isso que os sistemas de controle foram reconfigurados para que sejam tolerantes às possíveis falhas nas superfícies de controle: *i) profundor* e *ii) aileron*. Assim, sob comandos do sistema de controle, é desejado que a aeronave possa executar manobras e trajetórias pré-definidas, mesmo com a ocorrência de defeitos nas superfícies de controle.

Primeiramente, foram introduzidos os conceitos básicos de aviação, caracterização das aeronaves e a dinâmica de voo de uma aeronave, bem como todas as equações do movimento utilizadas no modelo matemático. Então, foram apresentadas as técnicas de controle utilizadas, sua fundamentação teórica, e a metodologia da inserção da falha. Foram apresentadas algumas simulações no domínio do tempo, utilizando um programa computacional de engenharia e foram introduzidos defeitos nas superfícies de controle, a fim de avaliar a controlabilidade da aeronave e se o conjunto, aeronave mais sistema de controle, tem a capacidade de completar sua missão mesmo com a ocorrência das falhas consideradas.

## 1.1 Revisão Bibliográfica

Em (NAPOLITANO *et al.*, 1993) uma rede neural é proposta como uma abordagem para a tarefa de detecção de falhas após induzir danos a uma superfície aerodinâmica de um sistema de controle de voo da aeronave. Várias desvantagens de outras técnicas de detecção de falhas podem ser evitadas aproveitando as capacidades flexíveis de aprendizagem e generalização de uma rede neural. Esta estrutura, usada para fins de estimação do estado, pode ser projetada e treinada em voo para gerar um sinal residual que indica a ocorrência da falha. A partir de uma análise das funções de correlação entre algumas variáveis de estado, a identificação do tipo de dano também pôde ser alcançada.

Belcastro (2001) fornece uma visão geral das tecnologias desenvolvidas no âmbito do Programa de Segurança da Aviação da NASA para reduzir acidentes de aeronave devido à perda de controle de veículo e falhas no sistema.

Jones (2003) examinou o conjunto de produtos no portfólio do Programa de Segurança da Aviação da NASA (AvSP) para determinar seu impacto sobre o aumento da segurança da aviação. Esta análise de portfólio foi realizada utilizando as seguintes métricas: risco técnico,

risco de implementação, taxa de acidentes fatais, custo/benefício da segurança e impacto no risco de acidentes. Também forneceu uma visão geral do processo usado para a avaliação final do Programa de Segurança da Aviação da NASA.

Dasgupta *et al.* (2004) desenvolveu um algoritmo para detecção de falhas em aviões, como uma extensão de um trabalho em controle de voo inteligente, que até então apresentava bons resultados, mas não era tolerante a falhas de superfície de controle. Ele percebeu que uma determinada falha (banda morta) fosse identificada, o controlador poderia atuar de maneira a compensar este tipo de falha reestabelecendo níveis aceitáveis de controlabilidade e qualidade de voo. Ele desenvolveu uma técnica chamada MILD (*Multi-level Immune Learning Detection*). Uma vez que a falha é detectada e identificada, um sistema de controle adaptativo utiliza dessa informação para atuar nas superfícies de controle de maneira a compensar a falha.

Boskovic *et al.* (2005) desenvolveu algoritmos de detecção, identificação e reconfiguração de falhas (FDIR) para uma classe de modelos linearizados de aeronaves e de atuadores de segunda ordem. Supondo que a dinâmica do atuador seja rápida, um controlador de linha de base é projetado e, usando os argumentos de perturbação singulares, obteve resultados satisfatórios no controle das aeronaves. Falhas típicas em atuadores de controle de voo descritos por dinâmicas de primeira e segunda ordem foram consideradas. Em seguida, projetou um controlador reconfigurável adaptativo correspondente, e provou que todos os sinais no sistema são delimitados e que o erro de rastreamento converge para zero de forma assintótica mesmo com falhas simultâneas nos atuadores. As propriedades dos algoritmos FDIR propostos são avaliadas através de simulações numéricas da aeronave F-18.

Tang *et al.* (2007) desenvolveram uma abordagem direta para o controle adaptativo de uma classe de sistemas não lineares múltiplas entradas múltiplas saídas (MIMO) na presença de falhas de atuadores. Nela, é projetado um controlador adaptativo de compensação de falha capaz de acomodar incertezas nos instantes, valores e padrões de tempo de falha do atuador. Uma situação realista é estudada com atuação proporcional em grupos de atuadores. O sistema de controle adaptativo é analisado para mostrar a estabilidade desejada e propriedades de convergência assintóticas na presença de incertezas de falha do atuador. Como um aplicativo, esse controlador adaptativo é usado para a compensação de falha do atuador em um modelo linear de uma aeronave, com condições de projeto verificadas e também estrutura de controle e leis adaptativas desenvolvidas para um modelo dinâmico não linear desta aeronave.

Wang & Wang (2011) utilizou um arranjo de múltiplas superfícies de controles e lemes de arrasto de grande deflexão para aumentar a probabilidade de se controlar um avião militar de combate. Seu sistema de controle de voo sofre reconfigurações após a detecção de falhas. Considerando três tipos de falhas típicas de superfície de controle (travamento, perda de eficácia e flutuação), a característica de reconfiguração do controle de voo e a capacidade de tais tipos de se controlar a aeronave são analisadas. Devido à redundância da superfície de controle, a aeronave que usa a lei de controle de voo de inversão dinâmica já possui um bloco

de alocação de controle. Sua configuração de controle de voo durante as falhas é atingida modificando este bloco. É mostrado que um projeto de controle de voo reconfigurável é válido, através de simulações numéricas ao controlar a altitude da aeronave.

Sousa & Paglione (2012) implementaram o controlador conhecido como Regulador Integrativo Universal e propuseram valores de graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo que usualmente são controlados. A validação destes valores foi feita com base em resultados de simulações. O regulador integral universal foi implementado para o controle de altitude, velocidade, ângulo de ataque, ângulo de atitude, taxa de arfagem, taxa de guinada, ângulo de rolamento, ângulo de proa e posição lateral para um modelo matemático não linear do caça F-16.

Djokic (2012) sugeriu uma nova abordagem que integra o uso de simulações no processo de desenvolvimento do sistema de controle de voo. A simulação começa com um refinamento dos requisitos do sistema e se estende ao desenvolvimento preliminar, projeto, desenvolvimento de hardware e software, integração de sistemas, qualidade de voo e testes de confiabilidade, e no final, validação e verificação do sistema. A tarefa mais difícil é a avaliação e o teste de confiabilidade do software. Um modo especial de configuração de simulação de hardware em loop, "modo de teste de confiabilidade de software operacional", é proposto para esta tarefa. O conceito de simulação proposto é aplicado em um desenvolvimento de sistema de controle de voo de um VANT. A abordagem apresentada demonstrou ser uma ferramenta flexível para avaliar qualidades de voo, confiabilidade de hardware e software e desempenho de piloto em um ambiente simulado.

Santos (2016), utilizando a mesma metodologia que Sousa & Paglione (2012), estudou o comportamento do caça Mirage III, utilizando também o Regulador Integrativo Universal, quando a mesma apresentar um defeito em uma de suas superfícies de controle. O controle foi usado inicialmente para controlar a dinâmica da aeronave sem falhas e posteriormente, foi introduzida uma falha e realizadas as adaptações na tentativa de que este controlasse o avião, quando ocorresse uma falha no aileron.

Segundo Wang & Wang (2011), atualmente, as abordagens na área de controle de voo reconmfigurável incluem o *Multiple Mode Switch* (XIAO *et al.*, 2010), o *Pseudo Inverse* (LI & CHEN, 2003), a *Eigenstructure Assignment* (BODSON, 2002), o *Adaptative Control* (BRINKER & WISE, 2000), o *Sliding Mode Control* (WELLS & HESS, 2002) e *Control Allocation* (DAVIDSON *et al.*, 2001, e SHERTZER *et al.*, 2002).

Em suma, objetivou-se nesta revisão bibliográfica discorrer sobre alguns trabalhos da literatura relacionados com o tema aqui abordado, a fim de se fundamentar e ressaltar a relevância deste trabalho que tem como objetivo o estudo da controlabilidade de uma aeronave rígida, utilizando diferentes técnicas de controle, quando falhas são inseridas em suas superfícies de controle.

## 1.2 Objetivos

Com a implementação dos diferentes controladores e dos defeitos, e com a realização de simulações, este trabalho visa atingir os seguintes objetivos:

- Ampliar conhecimento para o leitor em áreas da engenharia como modelagem, controle, aeronáutica, programação, e simulação de voo;
- Estudar a dinâmica do avião Mirage III, analisando equilíbrio, estabilidade e resposta no tempo à comandos;
- Qualificar a implementação de cada técnica de controle, analisando as vantagens e desvantagens de cada técnica, nos quesitos de facilidade de compreensão da técnica, facilidade de implementação da técnica, facilidade de regulagem dos ganhos, rapidez no processamento, resposta e precisão do controle;
- Qualificar a implementação de cada técnica de controle quanto à tolerância a falhas para dois casos distintos: primeiro com o sistema de compensação (controle reconfigurável) desligado, a fim de averiguar o comportamento da aeronave com controle convencional quando uma falha ocorre e, em seguida, com a utilização de uma reconfiguração para que o controle seja tolerante a falhas, de maneira que este atue nas demais superfícies de controle quando uma apresentar defeito, a fim de compensar tal defeito;
- Qualificar o sistema reconfigurável (sistema de compensação de falhas), mostrando seu impacto no comportamento da aeronave, para as diferentes técnicas de controle, quando diferentes falhas forem induzidas;
- Caracterizar o grau de severidade das falhas entre falhas que não afetam o comportamento da aeronave, falhas que afetam o comportamento e a dinâmica, porém sob atuação do sistema de controle não são catastróficas e falhas que o sistema não é capaz de compensar;
- Formação de recursos humanos na área aeronáutica contribuindo para um importante ramo do parque científico e tecnológico nacional.

## 1.3 Estrutura da Dissertação

O capítulo 1 traz uma contextualização histórica e científica do assunto, que justifica o e realça a importância deste estudo. Também mostrou trabalhos recentes que têm sido realizados nesta área e resumiu o propósito deste trabalho e os objetivos que se pretende alcançar.

Já o capítulo 2 apresenta os conceitos fundamentais em aeronáutica, necessários para o entendimento do trabalho, das análises e para interpretação dos gráficos.

O capítulo 3 apresenta o avião utilizado, traz equações para o cálculo das forças e momentos, e mostra os parâmetros característicos do avião.

No capítulo 4 tem-se a fundamentação teórica para o entendimento das técnicas de controle utilizadas, bem como suas variações particulares das implementações realizadas neste trabalho, apresentando os coeficientes e ganhos utilizados e também a inserção e compensação das falhas.

Já o capítulo 5 apresenta as simulações, em uma ordem lógica, apresentando todos os resultados necessários para a uma compreensão contínua do trabalho. Inicialmente, faz-se uma breve validação do modelo matemático, em seguida, são realizadas simulações dos controladores especificados no capítulo 4, comparando as técnicas de controle bem como induzindo falhas nas superfícies de controle. À medida que as simulações são realizadas, serão realizadas também análises dos resultados e qualificação dos controladores.

Por fim, o capítulo 6 apresenta as conclusões obtidas bem como algumas proposições de trabalhos futuros.

## **CAPÍTULO 2 – CONCEITOS FUNDAMENTAIS**

Segundo Sousa (2016), a dinâmica de voo (estabilidade e controle) lida com o estudo da dinâmica da aeronave, isto é, equilíbrio de forças e momentos em torno do centro de gravidade onde a aeronave é considerada um corpo rígido. Este estudo envolve estabilidade estática e dinâmica da aeronave, resposta da aeronave a perturbações externas, resposta da aeronave à atuação das superfícies de controle e, por último, fornece informações necessárias para a análise de qualidades de voo. A partir daqui, serão introduzidos os conceitos necessários para o estudo da dinâmica de voo.

### **2.1 Equilíbrio e Estabilidade**

Um corpo está em equilíbrio quando está em repouso ou em movimento uniforme. O equilíbrio de uma aeronave em voo é um equilíbrio do segundo tipo: movimento uniforme. Como as forças aerodinâmicas são dependentes da orientação da aeronave com relação a sua trajetória, e como a força aerodinâmica deve compensar o peso, o estado de equilíbrio não pode apresentar rotação. Logo o equilíbrio de uma aeronave é um movimento retilíneo. Já a estabilidade, conceito que será introduzido a seguir, é uma propriedade de um ponto de equilíbrio (Adaptado de SOUSA, 2016).

O equilíbrio pode ser estável, instável ou neutro. Equilíbrio estável é quando ao sofrer uma pequena perturbação em um de seus graus de liberdade, o sistema volta a posição inicial após ser retirada a perturbação. Equilíbrio instável é quando ao sofrer uma pequena perturbação em um de seus graus de liberdade, o sistema não volta a posição inicial após ser retirada a perturbação. Equilíbrio neutro é quando após sofrer uma pequena perturbação em um de seus graus de liberdade, o sistema se mantém na nova posição após ser retirada a perturbação. A Figura 1 ilustra os três tipos de equilíbrio listados acima (Adaptado de PEREIRA, 2015).

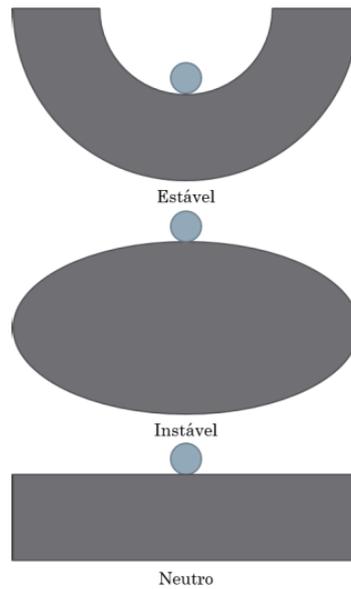


Figura 1 - Tipos de equilíbrio (Retirada de PEREIRA, 2015).

Existem dois conceitos de estabilidade: estática e dinâmica. Para ambos, um ponto de equilíbrio pode ser estável com relação a um grau de liberdade e instável com relação a outro. Estabilidade estática avalia a tendência inicial do sistema após sofrer uma perturbação. Se no momento da perturbação surgem forças restauradoras, o que tende a trazer o sistema de volta ao ponto inicial, o equilíbrio é estaticamente estável. Estabilidade dinâmica avalia o comportamento do sistema ao longo do tempo. Se o sistema retornar para o ponto inicial após algum tempo, o sistema é dinamicamente estável.

Vale salientar que estabilidade estática não implica estabilidade dinâmica, isto é, um sistema pode ser estaticamente estável mas dinamicamente instável. Entretanto, estabilidade dinâmica implica em estabilidade estática, isto é, se um sistema é dinamicamente estável, logo também é estaticamente estável. As Figuras 2 e 3 ilustram os dois tipos de estabilidade. (Adaptado de SOUSA, 2016 e PEREIRA, 2015).

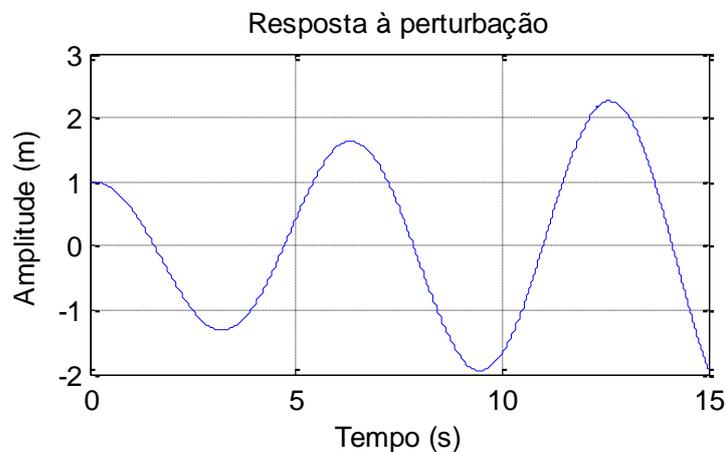


Figura 2 – Sistema estaticamente estável, dinamicamente instável.

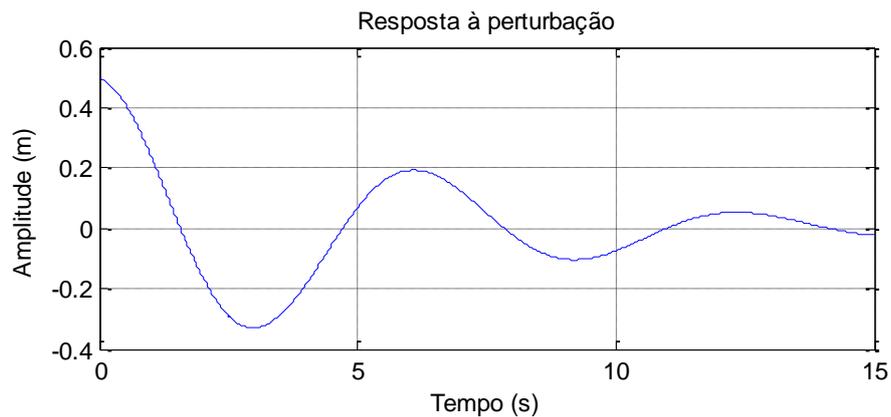


Figura 3 – Sistema estaticamente e dinamicamente estável.

Na Figura 2, está mostrado a resposta de um sistema após sofrer uma perturbação de amplitude igual a  $1m$ . Observa-se que o sistema tende voltar à condição inicial (ponto de amplitude igual a zero), evidenciando que existem forças e/ou momentos restauradores, que tendem a trazer o sistema à condição de equilíbrio. Porém, o sistema passa a oscilar com amplitude cada vez maior e não mais se estabiliza no ponto de equilíbrio, o que configura este ponto de equilíbrio como estaticamente estável, porém dinamicamente instável.

Na Figura 3, as forças e momentos também tendem a trazer o sistema para o ponto de equilíbrio, porém desta vez, o sistema passa a oscilar com amplitudes cada vez menores, tendendo a se estabilizar novamente no ponto de equilíbrio, o que caracteriza este ponto de equilíbrio como dinamicamente estável.

## 2.2 Controlabilidade, Manobrabilidade e Sistemas de Eixos

Segundo Santos (2016), controlabilidade é a capacidade que a aeronave tem de mudar o ponto de equilíbrio e se manter nele. Para isso é necessário ter autoridade de comandos. Autoridade de comandos é a capacidade da aeronave de responder a comandos das diferentes superfícies de controle maneira sistemática, permitindo uso dessas superfícies para obter uma determinada resposta desejada.

Manobrabilidade é a capacidade de (ou autoridade de comandos para) tirar a aeronave da condição de equilíbrio e produzir movimentos acelerados, isto é, manobras. Quanto mais estável for a aeronave, mais controle será necessário para tirar a aeronave da atual condição de equilíbrio. Os conceitos de controlabilidade e manobrabilidade estão diretamente relacionados com a dinâmica de voo e também com o conceito de grau relativo.

O grau relativo entre uma determinada variável e um determinado comando pode ser descrito como a diferença entre a ordem da dimensão física com relação ao tempo da variável e do comando. Segundo Burke (2017), considerando um sistema MIMO, para uma determinada variável de estado ( $y_i$ ), seu grau relativo ( $r_i$ ), a um determinado comando ( $u_i$ ), é

o número de vezes que é necessário derivar  $y_i$  com relação ao tempo para que a expressão desta derivativa contenha  $u_i$ .

A dinâmica de voo requer o conhecimento das forças e momentos atuantes em um avião e o movimento deste. Logo, é conveniente definir sistemas de eixos para se calcular tais forças, momentos, velocidades e acelerações do avião. Costuma-se usar 4 sistemas de eixos: Sistema de eixos do corpo (*body axis*), sistema de eixos aerodinâmico (*Wind axis*), sistema de eixos de estabilidade (*stability axis*) e sistema de eixos da terra (inercial).

O sistema de eixos do corpo tem o eixo  $x$  orientado com o eixo longitudinal da aeronave, eixo  $y$  perpendicular ao eixo  $x$  apontando para a asa direita e eixo  $z$  perpendicular aos eixos  $x$  e  $y$  apontando para “baixo”. O sistema de eixos de estabilidade é obtido rotacionando o sistema de eixos do corpo de um ângulo  $\alpha$  (ângulo de ataque) em torno do eixo  $y$ . O sistema de eixos aerodinâmico tem seu eixo  $x$  orientado com a velocidade da aeronave com relação ao ar. É obtido rotacionando o eixo de estabilidade de um ângulo  $\beta$  (ângulo de derrapagem) em torno do eixo  $z$ . A Figura 4 ilustra os sistemas de eixos acima descritos. O sistema de eixo inercial tem a Terra como referência, eixo  $z$  apontando para o centro da Terra, eixos  $x$  e  $y$  perpendiculares à  $z$  e entre si, eixo  $x$  apontando para o norte e eixo  $y$  para o leste. (Adaptado de SOUSA, 2016).

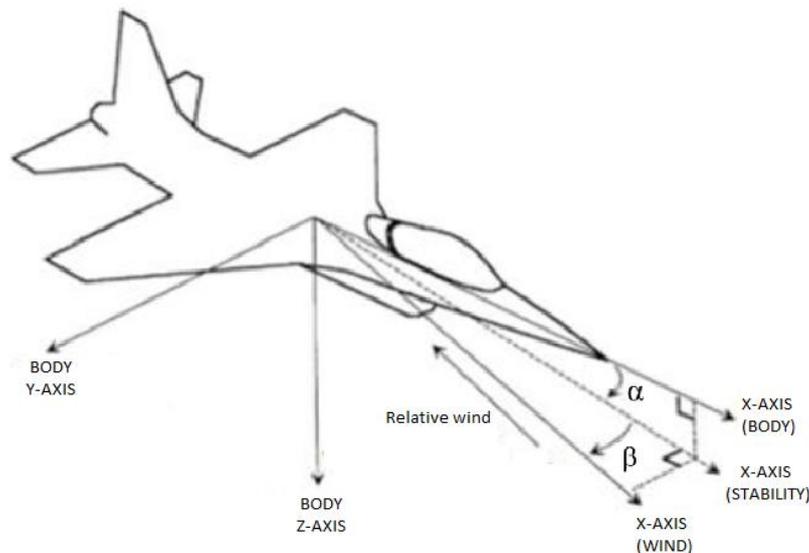


Figura 4 – Representação dos sistemas de eixos. (Retirada de STEVENS & LEWIS, 1992).

A aeronave tem 6 graus de liberdade: 3 velocidades lineares  $u$ ,  $v$  e  $w$ , nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do corpo, respectivamente, e 3 velocidades angulares  $p$  (velocidade ou taxa de rolamento, ou ainda rotação),  $q$  (velocidade ou taxa de arfagem) e  $r$  (velocidade ou taxa de guinada), em torno dos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$  do corpo, respectivamente. A Figura 5 ilustra alguns componentes de um avião. Das superfícies de controle mostradas, 4 são mais importantes para este trabalho, são eles: profundor (*elevator*), manete (que não está mostrado na figura), aileron (*aileron*) e leme (*rudder*). (Adaptado de SOUSA, 2016).

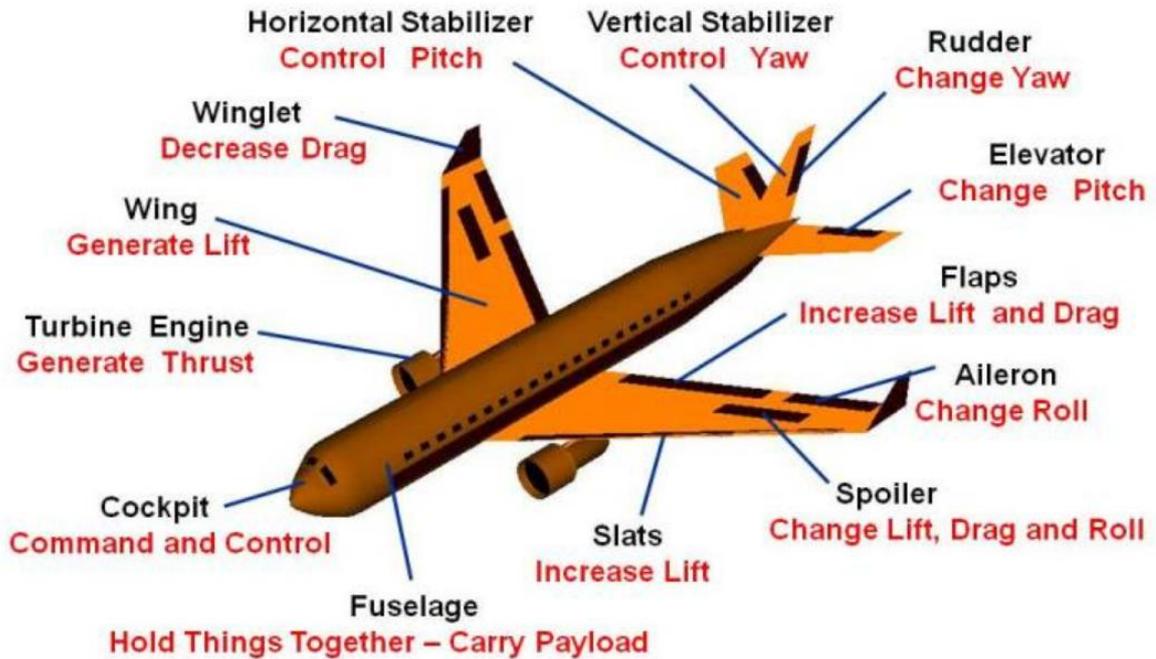


Figura 5 – Componentes de um avião (Retirada de NASA.GOV).

Uma deflexão de profundor produz movimento de arfagem. Uma deflexão simétrica oposta dos ailerons esquerdo e direito produz movimento de rolamento. Uma deflexão de leme produz movimento de guinada. Por último, um comando de manete produz variação da tração das turbinas. (Adaptado de SOUSA, 2016).

A cinemática da aeronave é definida pelo vetor posição da aeronave e pelo vetor com os ângulos de Euler. Estes ângulos fornecem a orientação da aeronave com relação à Terra. Na Figura 6,  $\theta$  é o ângulo de atitude (ou ângulo de arfagem),  $\varphi$  é o ângulo de rolamento e  $\psi$  é o ângulo de guinada (ou ângulo de proa). (Adaptado de SOUSA, 2016).

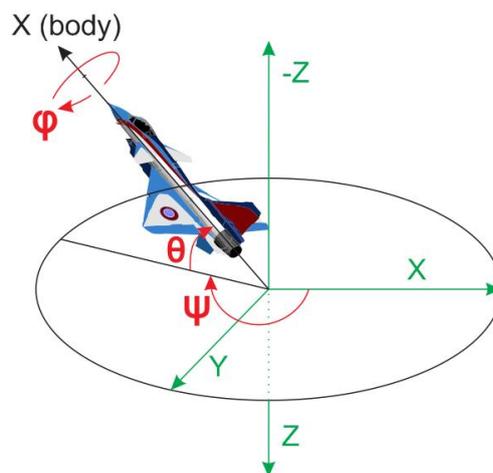


Figura 6 – Representação dos ângulos de Euler.

## 2.3 Qualidades de Voo

Segundo Sousa (2016), qualidades de voo é a forma de caracterizar a facilidade e a precisão com que o piloto consegue realizar as tarefas necessárias para que a aeronave execute a missão para qual foi projetada. De acordo com esta definição, fica claro que qualidades de voo são características do desempenho do piloto e do veículo atuando juntos como um sistema em suporte à missão da aeronave.

Ainda segundo o autor, a qualidade do manuseio ou pilotagem (*handling*) está ligada às características da resposta dinâmica da aeronave e do piloto humano, que atuam juntos para realizar uma tarefa. O estudo das qualidades de voo de uma aeronave faz parte da disciplina de dinâmica de voo.

## 2.4 Dinâmica de Voo

Segundo Etkin (1996), as equações do movimento de uma aeronave são obtidas através da aplicação da segunda lei de Newton, generalizada para os movimentos lineares e angulares:

$$\vec{F}_R = \frac{d(m\vec{v})}{dt} \quad (2.1)$$

$$\vec{M}_R = \frac{d(I\vec{\omega})}{dt} \quad (2.2)$$

onde:

$\vec{F}_R$ : força externa resultante no corpo [N];

$\vec{v}$ : vetor velocidade do corpo [m/s]

$\vec{M}_R$ : momento externo resultante no corpo [N.m];

$\vec{\omega}$ : vetor velocidade angular do corpo [rad/s];

Aplicando-se a equação (2.1) às três velocidades lineares pode-se obter:

$$\dot{u} = rv - qw - g\sin(\theta) + X/m \quad (2.3)$$

$$\dot{v} = -ru + pw + g\sin(\theta)\cos(\varphi) + Y/m \quad (2.4)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g\cos(\theta)\cos(\varphi) + Z/m \quad (2.5)$$

onde:

$g$  : aceleração gravitacional [m/s<sup>2</sup>];

$m$  : massa total da aeronave [kg];

$F_x$  : força externa resultante no eixo  $x$  do corpo [N];

$F_y$  : força externa resultante no eixo  $y$  do corpo [N];

$F_z$  : força externa resultante no eixo  $z$  do corpo [N].

Aplicando a equação (2.2) às três velocidades angulares da aeronave pode-se obter:

$$\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3 \bar{L} + c_4 N \quad (2.6)$$

$$\dot{q} = c_5 p r - c_6 (p^2 - r^2) + c_7 M \quad (2.7)$$

$$\dot{r} = (c_8 p - c_2 r)q + c_4 \bar{L} + c_9 N \quad (2.8)$$

onde:

$\bar{L}$  : momento de rolamento, resultante no eixo  $x$  do corpo (é utilizado uma barra porque a maioria das bibliografias traz  $L$  como força de sustentação) [N.m];

$M$  : momento de arfagem, resultante no eixo  $y$  do corpo [N.m];

$N$  : momento de guinada, resultante no eixo  $z$  do corpo [N.m].

Estes momentos surgem do carregamento excêntrico das forças aerodinâmicas com relação ao centro de gravidade. Ainda segundo o autor, as constantes  $c_1$  a  $c_9$  podem ser expressas em função dos momentos de inércia de massa da aeronave:

$$\Gamma = I_x I_z - I_{xz}^2 \quad (2.9)$$

$$c_1 = \frac{I_y - I_z - I_{xz}}{\Gamma} \quad (2.10)$$

$$c_2 = \frac{(I_x - I_y + I_z) I_{xz}}{\Gamma} \quad (2.11)$$

$$c_3 = \frac{I_z}{\Gamma} \quad (2.12)$$

$$c_4 = \frac{I_{xz}}{\Gamma} \quad (2.13)$$

$$c_5 = \frac{I_z - I_x}{I_y} \quad (2.14)$$

$$c_6 = \frac{I_{xz}}{I_y} \quad (2.15)$$

$$c_7 = \frac{1}{I_y} \quad (2.16)$$

$$c_8 = \frac{I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2}{\Gamma} \quad (2.17)$$

$$c_9 = \frac{I_x}{\Gamma} \quad (2.18)$$

onde:

$I_x$ : momento de inércia em torno do eixo  $x$  do corpo [kg.m<sup>2</sup>];

$I_y$ : momento de inércia em torno do eixo  $y$  do corpo [kg.m<sup>2</sup>];

$I_z$ : momento de inércia em torno do eixo  $z$  do corpo [kg.m<sup>2</sup>];

$I_{xz}$ : produto de inércia com relação aos eixos  $x$  e  $z$  do corpo [kg.m<sup>2</sup>].

Além das equações (2.3) a (2.8), que fornecem todas as informações da dinâmica geral da aeronave com relação ao próprio eixo de coordenadas, há também as equações cinemáticas que calculam os ângulos da aeronave e a posição dela no espaço em relação ao sistema de eixos inercial, isto é, com relação à um ponto fixo na Terra. Tais equações são apresentadas abaixo (ETKIN, 1996):

$$\dot{\varphi} = p + \tan(\theta) [q \sin(\varphi) + r \cos(\varphi)] \quad (2.19)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\varphi) - r \varphi \sin(\varphi) \quad (2.20)$$

$$\dot{\psi} = \frac{q \sin(\varphi) + r \cos(\varphi)}{\cos(\theta)} \quad (2.21)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} = & u \cos(\theta) \cos(\psi) \\ & + v(-\cos(\varphi) \sin(\psi) \sin(\varphi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \\ & + w(\sin(\varphi) \sin(\psi) + \cos(\varphi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \end{aligned} \quad (2.22)$$

$$\begin{aligned} \dot{y} = & u \cos(\theta) \sin(\psi) \\ & + v(\cos(\varphi) \cos(\psi) + \sin(\varphi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \\ & + w(-\sin(\varphi) \cos(\psi) + \cos(\varphi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \end{aligned} \quad (2.23)$$

$$\dot{h} = u \sin(\theta) - v \sin(\varphi) \cos(\theta) - w \cos(\varphi) \cos(\theta) \quad (2.24)$$

onde:

$x$  : deslocamento horizontal no eixo  $x$  inercial [m];

$y$  : deslocamento horizontal no eixo  $y$  inercial [m];

$h$  : altitude da aeronave (deslocamento no eixo  $-z$  inercial) [m];

Ainda segundo Etkin (1996), as forças aerodinâmicas externas à aeronave são chamadas arrasto ( $D$ ), sustentação ( $L$ ) e força lateral ( $F_{ya}$ ), exemplificado na Figura 7.

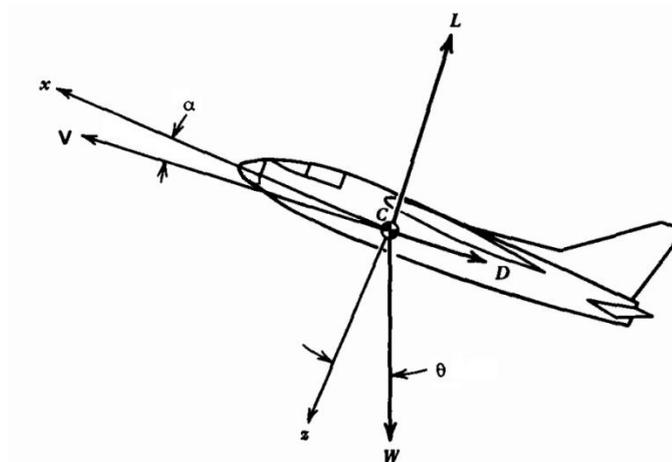


Figura 7 – Forças em um voo simétrico. (Retirada de ETKIN, 1996).

Na Figura 7,  $V$  é o vetor velocidade resultante, fazendo um ângulo  $\alpha$  (ângulo de ataque) com o eixo  $x$  do corpo e  $W$  é a força peso, como costumam apresentar algumas literaturas. Vale remarcar que, na Figura 7 não está representada a força lateral, pois o voo é simétrico (da figura original) e esta é perpendicular ao plano da figura. Além disso, não foi representada a tração do motor que, para um voo equilibrado, deve contribuir para equilibrar a força de arrasto. As forças aerodinâmicas podem ser expressas pelas equações (2.25) a (2.27).

$$L = \frac{\rho V_T^2}{2} S C_L(\alpha, q, i_h, \delta_e, Mach, \dots) \quad (2.25)$$

$$D = \frac{\rho V_T^2}{2} S C_D(C_L, \beta, i_h, \delta_e, Mach, \dots) \quad (2.26)$$

$$F_{ya} = \frac{\rho V_T^2}{2} S C_{ya}(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r, \dots) \quad (2.27)$$

onde:

$\rho$  : massa específica do ar [ $\text{kg/m}^3$ ];

$V_T$  : norma euclidiana do vetor velocidade resultante  $\mathbf{V}$  [ $\text{m/s}$ ];

$S$  : área equivalente da adimensionalização dos esforços [ $\text{m}^2$ ];

$C_L$  : coeficiente de sustentação total da aeronave;

$C_D$  : coeficiente de arrasto total da aeronave;

$C_{ya}$  : coeficiente de força lateral total da aeronave;

$i_h$  : ângulo de montagem da estabilizador horizontal [rad];

$\delta_p$  : deflexão do profundor [rad];

$\delta_a$  : deflexão assimétrica dos ailerons [rad];

$\delta_l$  : deflexão do leme [rad];

$Mach$  : número de Mach  $\left( V_T / V_{som} \right)$ .

De maneira análoga, os momentos aerodinâmicos são chamados momento de rolamento ( $\bar{L}$ ), momento de arfagem ( $M$ ) e momento de guinada ( $N$ ), e estão expressos nas equações (ETKIN, 1996):

$$\bar{L} = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_l(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r, \dots) \quad (2.28)$$

$$M = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_m(\alpha, \dot{\alpha}, q, i_h, \delta_e, Mach, \dots) \quad (2.29)$$

$$N = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_n(\beta, p, r, \delta_a, \delta_r, \dots) \quad (2.30)$$

onde:

$b$  : envergadura [m];

$C_l$  : coeficiente de momento de rolamento total da aeronave;

$C_m$  : coeficiente de momento de arfagem total da aeronave;

$C_N$  : coeficiente de momento de guinada total da aeronave.

As equações das forças e momentos estão expressas em função de seus coeficientes adimensionais, que variam com muitos parâmetros e apenas alguns deles foram explicitados

nas equações. É possível determinar tais coeficientes experimentalmente, em diferentes condições de voo, permitindo assim um mapeamento dos coeficientes em função das variáveis e cálculo das grandezas dimensionais. A fim de exemplificar tal estratégia, a Figura 8 consiste de gráficos da variação do coeficiente de sustentação e de arrasto em função do ângulo de ataque. Mais adiante, serão apresentadas expressões mais específicas que serão utilizadas para o caso estudado.

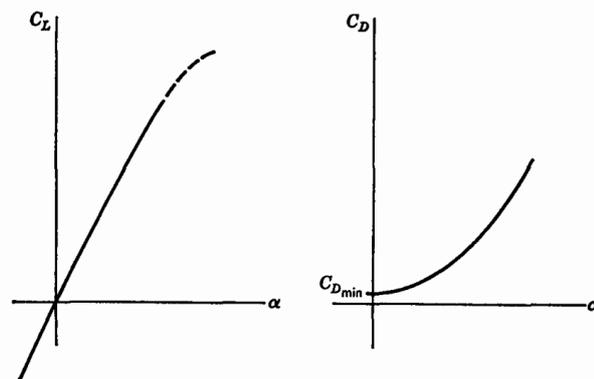


Figura 8 – Variação dos coeficientes de sustentação e arrasto em função do ângulo de ataque. (Retirada de ETKIN, 1996).

Como já mencionado, as forças e momentos resultantes dependem de muitas variáveis, entre elas dos comandos de manete ( $\pi$ ), profundor ( $\delta_p$ ), aileron ( $\delta_a$ ) e leme ( $\delta_l$ ). Estes dispositivos, também serão chamados de superfícies de controle, são utilizados para que a aeronave efetue um movimento qualquer desejado, dentro de suas limitações. O vetor de comando  $\mathbf{C} = \{\delta_p \ \pi \ \delta_a \ \delta_l\}$  é o vetor que contém as deflexões das superfícies podendo ser comandadas pelo piloto ou por um sistema de controle automático. Vale aqui lembrar que, a “deflexão de manete”,  $\pi$ , é uma grandeza adimensional que mede a porcentagem da potência (ou da tração) do motor que está sendo utilizada, isto é, assume valores entre 0 e 1, onde 0 corresponde ao motor desligado (ou só produzindo potência de atrito) e 1 corresponde ao motor na condição de máxima operação, dispensando a maior potência.

## 2.5 Equações para as Forças e Momentos

Para o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos já apresentados nas equações (2.25) a (2.30), é necessário que se conheça os coeficientes adimensionais, que são função de muitas variáveis. No entanto, faz-se uma linearização dos mesmos a fim de simplificar e permitir seu cálculo para diferentes condições de voo. As equações a seguir permitem o cálculo dos coeficientes adimensionais em função de outros coeficientes, que neste modelo são constantes, sendo possível assim o cálculo de forças e momentos na aeronave. Os coeficientes aerodinâmicos podem ser definidos em função das derivadas de estabilidade e de controle (PAGLIONE, 1987):

$$C_{ya} = C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_l}\delta_l + C_{y\delta_a}\delta_a \quad (2.31)$$

$$C_L = C_{L0} + C_{L\alpha}\alpha + C_{L\delta_p}\delta_p + \frac{C_{Lq}q}{V_T} \quad (2.32)$$

$$C_D = C_{D0} + k_D C_L^2 \quad (2.33)$$

$$C_x = -\cos(\alpha)\cos(\beta)C_D + -\cos(\alpha)\sin(\beta)C_{y\alpha} + \sin(\alpha)C_L \quad (2.34)$$

$$C_y = -\sin(\beta)C_D + \cos(\beta)C_{ya} \quad (2.35)$$

$$C_z = -\sin(\alpha)\cos(\beta)C_D - \sin(\alpha)\sin(\beta)C_{y\alpha} - \cos(\alpha)C_L \quad (2.36)$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha + \frac{C_{mq}q}{V_T} + C_{m\delta_p}\delta_p \quad (2.37)$$

$$C_n = C_{n\beta}\beta + \frac{C_{np}p}{V_T} + \frac{C_{nr}r}{V_T} + C_{n\delta_l}\delta_l + C_{n\delta_a}\delta_a \quad (2.38)$$

$$C_l = C_{l\beta}\beta + \frac{C_{lp}p}{V_T} + \frac{C_{lr}r}{V_T} + C_{l\delta_l}\delta_l + C_{l\delta_a}\delta_a \quad (2.39)$$

onde:

$C_{y\beta}$  : taxa de variação de  $C_{ya}$  com relação à  $\beta$ ;

$C_{y\delta_r}$  : taxa de variação de  $C_{ya}$  com relação à  $\delta_l$ ;

$C_{y\delta_a}$  : taxa de variação de  $C_{ya}$  com relação à  $\delta_a$ ;

$C_{L0}$  : constante fixa (termo independente) de  $C_L$ ;

$C_{L\alpha}$  : taxa de variação de  $C_L$  com relação à  $\alpha$ ;

$C_{L\delta_e}$  : taxa de variação de  $C_L$  com relação à  $\delta_p$ ;

$C_{Lq}$  : taxa de variação de  $C_L$  com relação à  $q/V_T$ ;

$C_{D0}$  : constante fixa (termo independente) de  $C_D$ ;

$k_D$  : constate de proporcionalidade entre  $C_D$  e  $C_L^2$ ;

$C_x$  : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo  $x$  do corpo;

$C_y$  : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo  $y$  do corpo;

$C_z$  : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo  $z$  do corpo;

$C_{m0}$  : constante fixa (termo independente) de  $C_m$ ;

$C_{m\alpha}$  : taxa de variação de  $C_m$  com relação à  $\alpha$ ;

$C_{mq}$  : taxa de variação de  $C_m$  com relação à  $q/V_T$ ;

$C_{m\delta_e}$  : taxa de variação de  $C_m$  com relação à  $\delta_p$ ;

$C_{n\beta}$  : taxa de variação de  $C_n$  com relação à  $\beta$ ;

$C_{np}$  : taxa de variação de  $C_n$  com relação à  $p/V_T$ ;

$C_{nr}$  : taxa de variação de  $C_n$  com relação à  $r/V_T$ ;

$C_{n\delta_r}$  : taxa de variação de  $C_n$  com relação à  $\delta_l$ ;

$C_{n\delta_a}$  : taxa de variação de  $C_n$  com relação à  $\delta_a$ ;

$C_{l\beta}$  : taxa de variação de  $C_l$  com relação à  $\beta$ ;

$C_{lp}$  : taxa de variação de  $C_l$  com relação à  $p/V_T$ ;

$C_{lr}$  : taxa de variação de  $C_l$  com relação à  $r/V_T$ ;

$C_{l\delta_r}$  : taxa de variação de  $C_l$  com relação à  $\delta_l$ ;

$C_{l\delta_a}$  : taxa de variação de  $C_l$  com relação à  $\delta_a$ .

Estes coeficientes são inicialmente calculados analiticamente e posteriormente empiricamente, possivelmente através de ensaios em túnel de vento. Utilizando um modelo simplificado de tração de um motor a jato, a força de tração pode ser calculada através da equação (2.40):

$$F_t = \pi F_{max} \left( \frac{\rho}{\rho_{mar}} \right)^{n_\rho} \quad (2.40)$$

onde:

$F_{max}$  : força de tração estática ao nível do mar [N];

$\rho$  : massa específica do ar nas condições atmosféricas do avião [ $\text{kg/m}^3$ ];

$\rho_{mar}$  : massa específica do ar ao nível do mar [ $\text{kg/m}^3$ ];

$n_\rho$  : coeficiente propulsivo com relação a  $\rho$ .

Assim, as forças externas e momentos, no sistema de eixos aerodinâmicos podem ser calculados usando (PAGLIONE, 1987):

$$F_x = F_t \cos(\alpha) + \frac{\rho V_T^2}{2} S C_x \quad (2.41)$$

$$F_y = \frac{\rho V_T^2}{2} S C_y \quad (2.42)$$

$$F_z = -F_t \sin(\alpha) + \frac{\rho V_T^2}{2} S C_z \quad (2.43)$$

$$\bar{L} = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_l \quad (2.44)$$

$$M = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_m \quad (2.45)$$

$$N = \frac{\rho V_T^2}{2} S b C_n \quad (2.46)$$

As equações (2.31) a (2.39) serão utilizadas de maneira a fornecer o modelo matemático do avião nas simulações, que serão realizadas no domínio do tempo.

As equações apresentadas nesta secção são genéricas para um avião rígido e serão utilizadas para a implementação do modelo matemático do avião em programa computacional de engenharia. Para isso, as características físicas do avião devem ser introduzidas, visto que em momento algum do equacionamento foi mencionado alguma informação do avião em questão. Todas as constantes do Mirage III, utilizadas na programação e implementação do modelo, podem ser vistas no Anexo A. Assim, dispondo das equações que calculam as forças e momentos e as derivadas das variáveis de estado, e dispondo também das constantes do avião, estas equações irão compor o modelo do sistema que representa a aeronave. Agora, já é possível realizar simulações no domínio do tempo utilizando tal software e, para controlar a aeronave, resta apenas apresentar os controladores utilizados, assunto este do capítulo seguinte.

## CAPÍTULO 3 – TÉCNICAS DE CONTROLE

Neste capítulo, será apresentada a teoria básica que envolve as técnicas de controle implementadas, bem como suas variações e peculiaridades para este caso particular. Em ordem, será apresentado o controle PID clássico, o Regulador Integrativo Universal, o *Slidding Mode*, o *Backstepping* e por fim, uma técnica aqui denominada como Regressão do Grau Relativo. Por fim, será apresentada a metodologia de inserção e de compensação das falhas. No Apêndice A, será disponibilizado um resumo como todos o ganhos encontrados para os controladores implementados na Tabela A.1

Vale ressaltar que para todas as superfícies de controle, foram utilizadas saturações para condizer com as limitações físicas das deflexões. A deflexão máxima de profundor é de 25°, de aileron 40°, de leme 30° e a manete varia de 0 a 1, onde 0 indicaria tração nula nas turbinas e 1 tração máxima nas turbinas. Estes valores foram definidos com base em valores convencionais de deflexões utilizados na aviação. Houve a tentativa da utilização de modelos de atuadores, o que limitaria a taxa de deflexão das superfícies de controle, simulando sua inércia e fazendo com que as simulações fossem ainda mais reais. Entretanto, sua utilização fez com que as simulações tivessem custo computacional mais elevado, tornando as simulações mais demoradas (da ordem de um minuto de simulação para 5 segundos de voo), ficando inviável o estudo, principalmente pelo fato de que os ganhos foram todos ajustados manualmente. A fim de observar a influência dessa modelagem no comportamento dos comandos dos controladores e sistema, algumas simulações com modelos de atuadores foram colocadas no Apêndice C.

### 3.1 Controlador PID clássico (PID)

O modelo matemático do controlador PID (proporcional, integral e derivativo) é definido pela equação (3.1) (BASÍLIO & NOGUEIRA, 2009):

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\lambda) d\lambda + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (3.1)$$

onde  $u(t)$  é o comando,  $e(t)$  é o erro da variável a ser controlada,  $K_p$  é o ganho proporcional,  $K_i$  é o ganho integral,  $K_d$  é o ganho derivativo.

Uma vez definido o controlador, uma maneira de se controlar um sistema MIMO, dependendo do grau de acoplamento das variáveis de estado, é a consideração parcial de sistemas SISO, isto é, cada variável controlada por uma superfície de controle. Assim, é necessário definir quais superfícies de controle serão utilizadas para controlar as variáveis

desejadas. Aqui será adotada mesma estratégia que em (SOUSA & PAGLIONE, 2012). Vale ainda lembrar que encontrar os ganhos que fornecem um bom controle para aeronave é uma busca exaustiva e este não foi necessariamente otimizado, uma vez que, nesta fase, deseja-se analisar a possibilidade de controlar o avião com falha e não encontrar a melhor resposta possível do controlador. A seguir serão apresentadas as variáveis que foram possíveis de controlar com esta lei de controle e seus respectivos ganhos.

### 3.1.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ )

Para o controle da taxa de arfagem, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k_i = 4; k_p = 3; k_d = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.1.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Para o controle do ângulo de ataque, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os ganhos deste controlador foram:

$$k_i = 3; k_p = 3; k_d = 0,2.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.1.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Para o controle do ângulo de atitude, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os ganhos deste controlador foram:

$$k_i = 2; k_p = 5; k_d = 0,4.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.1.4 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Para o controle do ângulo de atitude, foi utilizado aileron como superfície de controle. Os valores encontrados para os ganhos deste controlador foram:

$$k_i = 0; k_p = 1; k_d = 0,2.$$

Em paralelo com o comando de aileron, na execução de manobras de rolamento, é utilizado também o leme, como visto em (SOUSA & PAGLIONE, 2012), no intuito de minimizar a velocidade de guinada que provocaria variações, a princípio indesejadas, de taxa de guinada. Para este último os ganhos encontrados foram:

$$k_i = 2; k_p = 2; k_d = 0,1.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

Como o modelo matemático do avião é um modelo MIMO não linear, o controlador PID clássico não foi capaz de controlar algumas das variáveis desejadas, entre elas a velocidade, a altitude, o ângulo de guinada e a posição lateral. A capacidade do controlador em controlar tais variáveis está diretamente relacionada com o grau relativo entre o comando e a variável de interesse. O controle do ângulo de guinada seria, caso o controlador oferecesse controlabilidade satisfatória, usado para guiar a aeronave por uma determinada trajetória. A próxima técnica que será abordada se mostrou um tanto mais robusta, principalmente pela capacidade de controlar variáveis cujo grau relativo ao comando é maior que 1.

## 3.2 Regulador Integrativo Universal (RIU)

Segundo Sousa & Paglione (2012), o uso da técnica de reguladores integrativos universais é uma técnica de controle não linear que tem apresentado resultados satisfatórios no controle da dinâmica de voo de aeronaves. Leis de controle definidas por esse método são usadas para controlar sistemas com dinâmica não linear representadas pela Equação (3.2):

$$\dot{x} = f(X, \varsigma) + \sum_{i=1}^m g_i(x, \varsigma) [\delta_i + \Delta_i(x, \varsigma, w)]$$

$$y_i = h_i(x, \varsigma)$$
(3.2)

onde  $X \in \mathbb{R}^n$  é o vetor de estados,  $\delta \in \mathbb{R}^m$  é o vetor de controle,  $Y \in \mathbb{R}^m$  é o sinal de saída,  $\zeta$  é um vetor de parâmetros constantes não conhecidos pertence a um conjunto compacto  $\Theta \subset \mathbb{R}^p$ ,  $w(t)$  é um sinal externo contínuo (com exceção de número finito de descontinuidades) e pertencente a um conjunto compacto  $W \subset \mathbb{R}^q$ ,  $f(\cdot)$  e  $g_i(\cdot)$  são campos vetoriais suaves em  $D \equiv D_x \times \Theta$ , onde  $D_x$  é um subconjunto aberto conectado de  $\mathbb{R}^n$ ,  $h_i(\cdot)$  são funções suaves em  $D$ , e as perturbações  $\Delta_i$  são funções contínuas em  $D \times W$ .

Em (SESHAGIRI & KHALIL, 2005) é definida a expressão para a lei de controle do tipo regulador integrativo universal, apresentada na Equação (3.3):

$$\delta = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma + k_1 e_1 + k_2 e_2 + \dots + e_p}{\mu} \right) \right] \quad (3.3)$$

onde:

o termo  $\text{sat}(\cdot)$  é uma suavização do termo descontínuo  $\text{sgn}(\cdot)$  feita em uma fina camada (camada limite) em torno da superfície ( $s \pm \mu$ ). Esta suavização é feita com o intuito de minimizar o *chattering* (oscilações permanentes com altas frequências). Maiores informações podem ser vistas em (SLOTINE & LI, 1991), onde também é mencionado o *Sliding Mode*, camada limite e saturação.

$$\text{sat}(x) = \begin{cases} x, & \text{se } |x| \leq 1 \\ \text{sgn}(x), & \text{se } |x| > 1 \end{cases};$$

$\mu$  : espessura da camada limite;

$e_1 = Y - R$ ;

$Y$  : sinal real;

$R$  : sinal de referência;

$e_i$  : derivada de ordem  $(i - 1)$  de  $e_1$ ;

$\eta$  : grau relativo;

$\sigma$  : saída da equação (3.4), que representa o integrador condicional:

$$\dot{\sigma} = -k_0 \sigma + \mu \left[ \text{sat} \left( \frac{s}{\mu} \right) \right] \quad (3.4)$$

$s$  é a equação da superfície deslizante e é função do erro de rastreamento e de suas derivadas até ordem  $\eta - 1$

$$s = k_0 \sigma + \sum_{j=1}^{\eta-1} k_j e_j + e_p \quad (3.5)$$

onde:

$k$  : ganho do controlador;

$k_0$  : ganho usado no integrador condicional;

$k_j$  : ganhos utilizados com o intuito de fazer com que a equação polinomial  $\lambda^{\eta_i-1} + k_{\eta_i-1}^i \lambda^{\eta_i-2} + \dots + k_i^i = 0$  tenha todas suas raízes no semiplano complexo esquerdo. Desta forma, o erro converge assintoticamente para zero quando a dinâmica do sistema estiver contida na superfície  $s = 0$ .

Para a implementação deste controlador, conforme em (SOUSA & PAGLIONE, 2012), o maior grau relativo encontrado foi quatro. Assim, foi implementado uma malha até grau relativo quatro. Vale remarcar que diferentes estados têm diferentes graus relativos. Porém na sintonia dos controladores de cada variável, o maior grau relativo encontrado foi três. Logo expressão genérica do controlador é dada por:

$$u = -k \left[ \text{sat} \left( \frac{k_0 \sigma + k_1 e + k_2 \dot{e} + k_3 \ddot{e}}{\mu} \right) \right] \quad (3.6)$$

A seguir serão apresentadas as variáveis que foram possíveis de controlar com este controlador.

### 3.2.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ )

Para o controle da taxa de arfagem, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k = 0,4363; \mu = 1; k_0 = 10; k_1 = 1; k_2 = 0; k_3 = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.2.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Para o controle do ângulo de ataque, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k = 0,4363; \mu = 1; k_0 = 1; k_1 = 20; k_2 = 1; k_3 = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.2.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Para o controle do ângulo de atitude, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k = 0,4363; \mu = 1; k_0 = 1; k_1 = 20; k_2 = 1; k_3 = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.2.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ )

Para o controle da velocidade e altitude, são utilizados em paralelo o profundor e a manete respectivamente. Para a velocidade, os ganhos do comando de profundor encontrados foram:

$$k = -0,04; \mu = 4; k_0 = 0,2; k_1 = 0,2; k_2 = 0,7; k_3 = 0.$$

Vale observar que embora o ultimo ganho  $k_i$  em teoria deve ter valor igual a 1, em alguns controladores, este pode apresentar valor diferente, pois, matematicamente, isto se trata de uma normalização tendo  $\mu$  como valor de referência.

Para a altitude, os ganhos do comando de manete encontrados foram:

$$k = 2,68; \mu = 50; k_0 = 0,05; k_1 = 0,3; k_2 = 0,8; k_3 = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.2.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Para o controle do ângulo de rolamento, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada que causaria grandes variações de altitude.

Para o ângulo de rolamento, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$k = 0,6981; \mu = 2; k_0 = 0,9; k_1 = 1; k_2 = 1; k_3 = 0.$$

Para a velocidade de guinada, os ganhos do comando de leme encontrados foram:

$$k = 0,523; \mu = 2; k_0 = 0,05; k_1 = 1; k_2 = 0; k_3 = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.2.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ )

Para o controle do ângulo de guinada, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada que causaria grandes variações de altitude.

Para o ângulo de guinada, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$k = 0,0175; \mu = 15; k_0 = 0,01; k_1 = 1,5; k_2 = 4; k_3 = 1.$$

Para a velocidade de guinada, os ganhos do comando de leme encontrados foram:

$$k = 1,3962; \mu = 2; k_0 = 0,03; k_1 = 1; k_2 = 0; k_3 = 0.$$

Este controlador em particular, apresentou um problema quando grandes variações de ângulo de guinada eram desejadas. Neste caso, a aeronave executou um rolamento maior que  $90^\circ$ , fazendo com que o controle fosse totalmente perdido. Para solucionar este problema, em paralelo com este controlador, manteve-se ativo, funcionando de maneira condicional, o controle de ângulo de rolamento e, através da utilização de um “*dead-zone*”, este atua somente quando ângulo de rolamento máximo for atingido, que para o seguimento de trajetórias, foi estipulado em  $70^\circ$ . Este conjunto de controladores será utilizado para que a aeronave siga uma determinada trajetória, desejando ainda que esta mantenha velocidades e altitudes constantes.

### 3.2.7 Controle da Posição Lateral ( $Y$ )

Para o controle da posição lateral, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada que causaria grandes variações de altitude.

Para a posição lateral, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$k = 0,0175; \mu = 15; k_0 = 0,01; k_1 = 1,5; k_2 = 4; k_3 = 1.$$

Para a velocidade de guinada, os ganhos do comando de leme encontrados foram:

$$k = 1,3962; \mu = 2; k_0 = 0,03; k_1 = 1; k_2 = 0; k_3 = 0.$$

Assim como no controle do ângulo de guinada, para evitar que a aeronave executasse ângulos de rolamento maiores que  $90^\circ$ , foi utilizado a mesma metodologia de ativar o controle do ângulo de rolamento com um “*dead-zone*”, regulado para atuar apenas quando um ângulo de rolamento máximo for atingido, estipulado em  $70^\circ$ .

### 3.3 Sliding Mode (SM)

Segundo Guaracy & Pinheiro (2014), o princípio básico de operação das técnicas de controle por modos deslizantes, é utilizar chaveamentos nos ganhos das leis de controle de modo que os estados do sistema controlado sejam levados e mantidos em uma superfície do espaço de estados especificada pelo projetista.

Para um sistema representado pela equação (3.7), na qual  $f \in \mathbb{R}^n$ ,  $x \in \mathbb{R}^n$  e  $u \in \mathbb{R}^m$  e  $t$  denota a variável tempo, são definidas  $m$  funções de chaveamento  $s_i$ ,  $i = 1, 2, \dots, m$ , representadas na forma de vetor, conforme equação (3.8).

$$\dot{x} = f(x, t, u) \quad (3.7)$$

$$s(x) = [s_1(x) \quad s_2(x) \quad \dots \quad s_m]^T \quad (3.8)$$

A lei de controle descontínua (3.9) é estabelecida de modo que qualquer estado  $x$  fora da superfície de chaveamento  $s(x) = 0$  seja levado a essa superfície em tempo finito. Uma vez sob a superfície especificada, é dito que o sistema se encontra em modo deslizante.

$$\begin{aligned} u(x, t) &= u^+(x, t) \text{ quando } s(x) > 0 \\ &= u^-(x, t) \text{ quando } s(x) < 0 \end{aligned} \quad (3.9)$$

As funções de chaveamento usualmente são escolhidas como combinações lineares das variáveis de estado, como indicado na equação (3.10), na qual os coeficientes  $c_{ik}$  ( $i = 1, \dots, m$  e  $k = 1, \dots, n$ ) são parâmetros constantes.

$$s_i(x) = c_{i1}x_1 + c_{i2}x_2 + \dots + c_{in}x_n \quad (3.10)$$

Para sistemas do tipo (3.11), a dinâmica do sistema em modo deslizante pode ser determinada pelo método do controle equivalente (HUNG *et al.*, 1993), resultando em (3.12).

$$\dot{x} = A(x, t) + B(x, t)u \quad (3.11)$$

$$\dot{x} = A(x, t) - B(x, t) \left( \frac{\partial s}{\partial x} B(x, t) \right)^{-1} \frac{\partial s}{\partial x} A(x, t) \quad (3.12)$$

A lei de controle deve garantir a estabilidade e o alcance do sistema à superfície de chaveamento especificada. Para isso, pode-se utilizar um critério baseado no método direto de Lyapunov, determinando-se uma função  $V(x, s, t)$  positiva definida e com derivada negativa definida. Para sistemas com uma única entrada, tem-se a função (3.13), resultando na condição indicada na equação (3.14) (DECARLO *et al.*, 1988).

$$V(x, t, s) = \frac{1}{2} s^T s \quad (3.13)$$

$$s\dot{s} < 0 \quad (3.14)$$

Após a implementação deste controlador, ter realizado a sintonia dos ganhos e as simulações numéricas, percebeu-se que a programação realizada embora fosse baseada na ideia da utilização de uma superfície deslizante, o sistema de controle não condiz exatamente com sua definição original. Para algumas variáveis, o sistema apresentou capacidade de controlar a maioria das variáveis desejadas, umas com maior outras com menor qualidade, como será visto mais adiante, e embora há convergência, esta convergência não acontece através da superfície deslizante desejada. O mais provável motivo pelo qual isto acontece é que a definição da superfície deslizante não se adequa precisamente a dinâmica do sistema.

Seja  $e$  o erro de rastreamento de uma determinada variável  $x$ , isto é,  $e = x_d - x$ . O controle implementado se dá através de uma superfície  $s = ae + b\dot{e}$ , onde deseja-se a convergência simultânea de  $e$  e  $\dot{e}$  utilizando a seguinte regra de chaveamento:

$$u = \frac{a}{b} c_1(e, t) + \frac{b}{a} c_2(e, t) \quad \text{quando } |s| > \Phi \quad (3.15)$$

$$u = \frac{b}{a} c_1(e, t) + \frac{a}{b} c_2(e, t) \quad \text{quando } |s| < \Phi \quad (3.16)$$

$c_1$  e  $c_2$  são controladores destinados aos controles de  $e$  e de  $\dot{e}$  respectivamente.

$$c_1 = k_{i1} \int e dt + k_{p1} e + k_{d1} \frac{de}{dt} \quad (3.17)$$

$$c_2 = k_{i2} \int \dot{e} dt + k_{p2} \dot{e} + k_{d2} \frac{d\dot{e}}{dt} = k_{i2} e + k_{p2} \dot{e} + k_{d2} \ddot{e} \quad (3.18)$$

A equação (3.15) busca a aproximação da superfície de maneira normal, quando o ponto  $(e, \dot{e})$  está fora de uma camada limite com espessura  $\Phi$ . A equação (3.16) busca a convergência assintótica e simultânea de  $e$  e  $\dot{e}$ , de maneira paralela a  $s$ . A seguir serão apresentadas as variáveis que foram possíveis controláveis com este controlador e os respectivos ganhos.

### 3.3.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ )

Para o controle da taxa de arfagem, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$a = 1; b = 5; \Phi = 0; k_{i1} = 5; k_{p1} = 1; k_{d1} = 0; k_{i2} = 5; k_{p2} = 2; k_{d2} = 0.$$

O valor nulo de  $\Phi$  indica que apenas o controlador  $c_2$  foi capaz de controlar a variável satisfatoriamente. Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.3.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Para o controle do ângulo de ataque, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$a = 1; b = 1; \Phi = 0,0175; k_{i1} = 2; k_{p1} = 2; k_{d1} = 0; k_{i2} = 3; k_{p2} = 2; k_{d2} = 1.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.3.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Para o controle do ângulo de atitude, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$a = 50; b = 1; \Phi = 0,00873; k_{i1} = 4; k_{p1} = 3; k_{d1} = 2; k_{i2} = 0,5; k_{p2} = 5; k_{d2} = 1.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.3.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ )

Diferentemente do Regulador Integrativo Universal, para o controle da velocidade e altitude, são utilizados em paralelo a manete e o profundor respectivamente.

Para a velocidade, os ganhos do comando de manete encontrados foram:

$$a = 1; b = 1; \Phi = 2; k_{i1} = 1; k_{p1} = 2; k_{d1} = 0; k_{i2} = 0; k_{p2} = 3; k_{d2} = 0.$$

Para a altitude, os ganhos do comando de profundor encontrados foram:

$$a = 1; b = 10; \Phi = 3; k_{i1} = 0; k_{p1} = 2; k_{d1} = 1; k_{i2} = 0,5; k_{p2} = 2; k_{d2} = 2.$$

Este controle em específico, como será visto mais adiante, não apresentou resultados satisfatórios. Ainda não foi possível determinar se existe um conjunto de ganhos que permitiria que tal controle fosse mais efetivo, pois esta implementação foi um caso particular desta técnica. A princípio, acredita-se que o *Slidding Mode* é sim capaz de controlar estas variáveis de estado, porém existe a possibilidade de que variações e particularidades desta implementação tenham conferido instabilidade ao sistema. Esta possibilidade será discutida mais adiante. Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.3.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Para o controle do ângulo de rolamento, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada, minimizando assim variações de altitude. O que causa grandes variações de altitude é a diminuição da componente vertical de sustentação, e também a derrapagem, que aumenta o arrasto, mas principalmente o ângulo de rolamento

sem aumento do ângulo de ataque. Porém, devido a instabilidades apresentadas neste controle conjunto, optou-se por utilizar o Regulador Integrativo Universal para os comandos do leme, na tentativa de permitir a comparação das técnicas mais adiante, ao menos para a variável  $\phi$ .

Para o ângulo de rolamento, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$a = 1; b = 20; \Phi = 0,02; k_{i1} = 1,5; k_{p1} = 2; k_{d1} = 0; k_{i2} = 1,5; k_{p2} = 2; k_{d2} = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.3.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ )

Assim como anteriormente, para o controle do ângulo de guinada, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada, e, como no controle do ângulo de rolamento, devido a instabilidades, foi utilizado o regulador integrativo universal para os comandos do leme. Para o ângulo de guinada, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$a = 1; b = 4; \Phi = 0,035; k_{i1} = 0,5; k_{p1} = 2; k_{d1} = 0; k_{i2} = 0; k_{p2} = 3; k_{d2} = 0.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

Para esta técnica de controle, não foi possível atingir um controle satisfatório da posição lateral. Ainda não foi possível concluir se esta incapacidade se deve a uma má regulação dos ganhos, implementação equivocada ou se de fato a técnica é incapaz.

## 3.4 Backstepping (BS)

A abordagem de *Backstepping*, também conhecida como “*Backstepping integrator*” (STRAND & FOSSEN, 1999) pode ser definida como uma metodologia de projeto recursiva que permite a construção de uma lei de controle por realimentação juntamente com uma função de Lyapunov associada que garante a estabilidade de um sistema não linear. O *Backstepping* é uma estratégia de controle fortemente relacionada à técnica de linearização por realimentação (*feedback linearization*), também conhecida por controle baseado na dinâmica inversa (*dynamics inversion*). Entretanto, enquanto a linearização por realimentação é um método que cancela todas as não linearidades do sistema, o projeto por *Backstepping* apresenta a flexibilidade de permitir ao projetista cancelar as chamadas não linearidades

“ruins” (ou desestabilizantes), mantendo, contudo as “boas” não linearidades, o que permite, em alguns casos, aumentar a robustez global do sistema (STRAND & FOSSEN, 1999).

A ideia central no projeto de *Backstepping* é fazer com que certas variáveis de estado funcionem como “entradas de controle virtuais” de outras variáveis, uma ideia comum em projetos de controle em cascata. Na verdade, a versão original do *Backstepping*, chamada de *Backstepping integrator*, se aplica apenas a uma classe particular de sistemas chamada de sistemas com realimentação estrita ou “*strict feedback*”, cuja estrutura é mostrada nas equações (3.19) e que podem ser descritos da seguinte forma (STRAND & FOSSEN, 1999):

$$\begin{aligned}
 \dot{x} &= f_x(x) + g_x(x)z_1 \\
 \dot{z}_1 &= f_1(x, z_1) + g_1(x, z_1)z_2 \\
 &\quad \vdots \\
 \dot{z}_i &= f_i(x, z_1, z_2, \dots, z_{i-1}, z_i) + g_i(x, z_1, z_2, \dots, z_{i-1}, z_i)z_{i+1} \\
 &\quad \vdots \\
 \dot{z}_{k-1} &= f_{k-1}(x, z_1, z_2, \dots, z_{k-1}) + g_{k-1}(x, z_1, z_2, \dots, z_{k-1})z_k \\
 &\quad \vdots \\
 \dot{z}_k &= f_k(x, z_1, z_2, \dots, z_k) + g_k(x, z_1, z_2, \dots, z_k)u
 \end{aligned} \tag{3.19}$$

$$1 \leq i \leq k - 1.$$

onde

$x \in \mathbb{R}^n$ , com  $n \geq 1$ , é a variável a ser controlada a qual se deseja convergência assintótica;

$z_1, z_2, \dots, z_k$  são escalares;

$u$  é a entrada escalar;

$f_x, f_1, \dots, f_k$  tendem a zero na origem (isto é,  $f_i(0, \dots, 0) = 0$ );

$g_1, \dots, g_k$  são não nulas no domínio de interesse (isto é,  $g_i(x, z_1, \dots, z_k) \neq 0$  para  $1 \leq i \leq k$ ).

Percebe-se que a entrada de controle “ $u$ ” do sistema acima atua apenas sobre a última variável de estado “ $z_k$ ”, com as demais variáveis de estado funcionando sequencialmente como “entradas virtuais” das seguintes até chegar à inicial “ $z_1$ ”.

No caso particular deste trabalho, o processo de implementação deste controlador foi realizado juntamente com a execução de simulações, conforme metodologia de projeto de controlador proposta em (DJOKIC, 2012). Assim, as funções  $f_i$  e  $g_i$  eram redefinidas a medida que surgia necessidade no controle de cada variável.

Como se trata de um sistema relativamente complexo, e não linear, as não linearidades requerem adaptações nas equações. Assim, as equações gerais deste controlador, para uma determinada variável de interesse  $x$ , podem ser vistas em (3.20).

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f_x(x, t) + g_x(x, t, u) \\ u &= k(k_1^2 x - x - (k_1 + k_{12})u_2) \\ \dot{u}_2 &= k_0 x + k_1 \dot{x} + k_2 \ddot{x}\end{aligned}\tag{3.20}$$

As funções  $f_x$  e  $g_x$  são funções que representam o modelo matemático do avião,  $u$  é o comando da superfície de controle,  $k_0, k_1, k_2, k_{12}$  e  $k$  são os ganhos constantes do controlador.

A seguir serão apresentadas as variáveis que foram possíveis de controlar com esta lei de controle e os respectivos ganhos.

### 3.4.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ )

Para o controle da taxa de arfagem, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k_0 = 5; k_1 = 10; k_2 = 0; k_{12} = 1; k = 0,05.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.4.2 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Para o controle do ângulo de ataque, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k_0 = 6; k_1 = 8; k_2 = 2; k_{12} = 4; k = 0,05.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.4.3 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Para o controle do ângulo de atitude, foi utilizado profundor como superfície de controle. Os valores encontrados para os coeficientes deste controlador foram:

$$k_0 = 6; k_1 = 8; k_2 = 2; k_{12} = 4; k = 0,03.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.4.4 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ )

Para o controle da velocidade e altitude, são utilizados em paralelo o profundor e a manete respectivamente. Para a velocidade, os ganhos do comando de profundor encontrados foram:

$$k_0 = 0,4; k_1 = 0,9; k_2 = 11; k_{12} = 0,01; k = 0,00015.$$

Para a altitude, os ganhos do comando de manete encontrados foram:

$$k_0 = 0,02; k_1 = 7; k_2 = 14; k_{12} = 3; k = 0,002.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.4.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Para o controle do ângulo de rolamento, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada, como discutido no subitem 3.3.4. Para o ângulo de rolamento, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$k_0 = 0,1; k_1 = 4; k_2 = 0,5; k_{12} = 5; k = 0,3.$$

Para a velocidade de guinada, os ganhos do comando de leme encontrados foram:

$$k_0 = 0; k_1 = 1; k_2 = 1; k_{12} = 1; k = 1.$$

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.4.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ )

Para o controle do ângulo de guinada, são utilizados em paralelo os ailerons, e também o leme para minimizar a velocidade de guinada que causaria grandes variações de altitude.

Para o ângulo de guinada, os ganhos do comando de aileron encontrados foram:

$$k_0 = 0,21; k_1 = 6,5; k_2 = 0,35; k_{12} = 18; k = 0,006.$$

Para a velocidade de guinada, os ganhos do comando de leme encontrados foram:

$$k_0 = 0; k_1 = 1; k_2 = 1; k_{12} = 1; k = 1.$$

Assim, como realizado nas outras técnicas, em paralelo com este controlador, manteve-se ativo o controle de ângulo de rolamento e um ângulo de rolamento máximo desejado foi estipulado em  $70^\circ$ . Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

Para esta técnica, da maneira como foi implementada, não foi possível obter um controle satisfatório da posição lateral. Como outrora, ainda não é possível dizer se isso ocorreu por um incorreto ajuste de ganhos ou por incapacidade dessa particular implementação.

## 3.5 Regressão do Grau Relativo (RGR)

A medida que este estudo se desenvolveu, os conceitos em controle clássico, grau relativo e os estudos da dinâmica da aeronave, também das diferentes técnicas de controle, aguçaram a curiosidade e experimentação da aplicação destes conceitos para o desenvolvimento de um novo controlador específico para uma aeronave. Como será visto mais a diante, alguns deles tem vantagens sobre outros, mas a busca por um controle cada vez mais eficiente, com melhores respostas, facilidade de implementação, regulagem, precisão, etc., incentivou muito o desenvolvimento desta técnica.

Baseado em uma simples ideia, com certas semelhanças com o *Backstepping*, este controlador regride a dimensão da grandeza física da variável a ser controlada até alcançar uma variável que seja fácil de se controlar. Esta última variável normalmente teria grau relativo baixo o suficiente para que sua controlabilidade seja eficiente por um outro controlador qualquer, desde que este seja capaz de fazê-lo bem.

Para exemplificar o surgimento e entendimento desta ideia, suponha que se deseja controlar a altitude da aeronave. A pergunta que se faz é: e se existisse um “controlador perfeito” para o ângulo de subida? Se existisse, talvez fosse possível controlar a altitude, porém ao invés de um comando para uma dada superfície de controle, seria dado um comando para o ângulo de altitude, que por sua vez, seria controlado por este “controlador perfeito”. Agora, só restaria encontrar um controlador com um bom desempenho para o ângulo de subida. Porém, a mesma ideia pode ser agora aplicada para o controle do ângulo de subida e a busca se resumiria em encontrar um controlador com bom desempenho, por exemplo, para a velocidade de arfagem. Como veremos a frente, para a velocidade de arfagem, o controlador PID tem desempenho muito satisfatório. Logo, seguindo esta lógica, é possível fazer tais regressões até chegar em uma variável cuja controlabilidade é muito boa, neste exemplo, a velocidade de arfagem.

A mesma metodologia pode ser aplicada ao controle da posição lateral, cujo comando é o ângulo de guinada, cujo controle é comandado pelo rolamento, cujo controle é comandado pela velocidade de rolamento, cujo controle, por fim, é comandado pelos ailerons.

Em seguida, serão apresentadas as equações dos controladores destinados a cada variável através desta técnica. No controle de todas as variáveis, são utilizadas “células” PID, devido a facilidade de implementação e sintonia.

### 3.5.1 Controle da Taxa de Arfagem ( $q$ )

Para o controle da taxa de arfagem, foi utilizado profundor como superfície de controle. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\delta_p = 4 \int e_q dt + 3e_q + 0 \dot{e}_q$$

onde,

$e_q = q_r - q_d$  : erro da variável  $q$ ;

$q_r$  : valor real da velocidade de arfagem;

$q_d$  : valor desejado da velocidade de arfagem.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.2 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Como já mencionado, o controle do ângulo de atitude tem como “saída” uma desejada velocidade de arfagem. A equação que rege este controlador é dada por:

$$q_d = 5 \int e_\theta dt + 60e_\theta + 5 \dot{e}_\theta$$

onde,

$e_\theta = \theta_d - \theta_r$  : erro da variável  $\theta$ ;

$\theta_r$  : valor real do ângulo de atitude;

$\theta_d$  : valor desejado do ângulo de atitude.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.3 Controle de Altitude ( $H$ )

Acima, na apresentação desta técnica, foi mencionado que este controlador iria comandar ângulo de subida. Porém, após realizados testes de simulações, foi notado que os resultados eram melhores ao se comandar ângulo de atitude, isto é, para este controlador, desconsiderar o ângulo de ataque. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\theta_d = 0,001 (1 \int e_H dt + 9e_H + 8 \dot{e}_H)$$

onde,

$e_H = H_d - H_r$  : erro da variável  $H$ ;

$H_r$  : valor real da altitude;

$H_d$  : valor desejado da altitude.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.4 Controle da Velocidade de Rolamento ( $p$ )

Para este controlador, a superfície de controle utilizada é o aileron. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\delta_a = 0,1 \left( 1 \int e_p dt + 5e_p + 0 \dot{e}_p \right)$$

onde,

$e_p = p_r - p_d$  : erro da variável  $p$ ;

$p_r$  : valor real da velocidade de rolamento;

$p_d$  : valor desejado da altitude.

### 3.5.5 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Como já mencionado, o controle do ângulo de rolamento tem como “saída” uma desejada velocidade de rolamento. A equação que rege este controlador é dada por:

$$p_d = 0 \int e_\phi dt + 2e_\phi + 0 \dot{e}_\phi$$

onde,

$e_\phi = \phi_d - \phi_r$  : erro da variável  $\phi$ ;

$\phi_r$  : valor real do ângulo de rolamento;

$\phi_d$  : valor desejado do ângulo de rolamento.

Assim, este controlador fornece referência para o controlador da velocidade de rolamento, que por sua vez, será controlada pelo controlador apresentado no subitem 3.5.4. Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.6 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ )

O controle do ângulo de guinada tem como *outline* um desejado ângulo de rolamento. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\phi_d = 0 \int e_\psi dt + 20e_\psi + 0 \dot{e}_\psi$$

onde,

$e_\psi = \psi_d - \psi_r$ : erro da variável  $\psi$ ;

$\psi_r$ : valor real do ângulo de guinada;

$\psi_d$ : valor desejado do ângulo de guinada.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.7 Controle da Posição Lateral ( $Y$ )

O controle da posição lateral tem como *outline* um desejado ângulo de guinada. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\psi_d = 0,001(0 \int e_Y dt + 1,5e_Y + 2,5 \dot{e}_Y)$$

Onde,

$e_Y = Y_d - Y_r$ : erro da variável  $Y$ ;

$Y_r$ : valor real da posição lateral;

$Y_d$ : valor desejado da posição lateral.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.5.8 Controle da Aceleração Total ( $a$ )

Embora não tenha sido apresentado nenhum controlador para esta variável até o momento, seguindo a lógica proposta pela técnica da Regressão do Grau Relativo, fez necessário controlar a variável que expressa a variação da velocidade total, isto é,  $a = \frac{dV}{dt}$ . O controle da aceleração utiliza a manete como superfície de controle. A equação que rege este controlador é dada por:

$$\pi = 0,3 \int e_a dt + 0,5e_a + 0 \dot{e}_a$$

onde,

$e_a = a_d - a_r$  : erro da variável  $a$ ;

$a_r$  : valor real da aceleração total;

$a_d$  : valor desejado da aceleração total.

### 3.5.9 Controle da Velocidade ( $V$ )

O controle da velocidade tem como “saída” uma aceleração desejada. A equação que rege este controlador é dada por:

$$a_d = 0 \int e_v dt + 5e_v + 0 \dot{e}_v$$

onde,

$e_v = V_d - V_r$  : erro da variável  $V$ ;

$V_r$  : valor real da velocidade total;

$V_d$  : valor desejado da velocidade total.

Os resultados das simulações deste controlador serão apresentados mais adiante no capítulo 4, onde serão comparadas as técnicas de controle para cada variável de estado.

### 3.6 Inserção das Falhas

Nesta seção, será apresentada a metodologia de inserção das falhas nas superfícies de controle e sua tentativa de compensação, de maneira que os controles implementados sejam tolerantes às falhas induzidas.

Segundo Santos (2016), é sabido o que uma falha pode acarretar em uma aeronave quando a mesma está em um voo. Todo e qualquer método para prevenir falhas, ou até mesmo amenizar seus efeitos é assunto de extrema importância na aviação. As falhas podem ocorrer em diferentes componentes da aeronave, com gravidades variadas. Mesmo se tratando de defeitos em superfícies de controle, os defeitos podem ser menos ou mais graves. Por exemplo, um possível defeito é um travamento no profundor. Se ambas partes do profundor se travam em  $0^\circ$ , embora difícil, é possível controlar a altitude do avião utilizando variações na manete e/ou na empunhação horizontal. Além disso, embora não modelado neste trabalho, uma deflexão simétrica dos ailerons direito e esquerdo pode causar aumento do arrasto e do momento de arfagem, grau de liberdade que era, anteriormente, diretamente controlado pelo profundor. Assim, ainda que o braço de momento seja significativamente menor, acredita-se que seria possível controlar o momento de arfagem utilizando os ailerons, claro, sem muita autoridade de controle. Já um travamento de profundor em  $15^\circ$ , o que resultaria em momento negativo de arfagem (nariz para baixo), provavelmente provocaria queda do avião. O mesmo raciocínio serve para o disparo dos profundos.

Posto esta ideia, passa-se agora a considerar uma nova possibilidade: e se o defeito de travamento estivesse fortemente concentrado apenas no profundor direito? É claro que os profundos direito e esquerdo podem ser conectados, dependendo da aeronave, mas não é o caso do Mirage III. Assim, é esperado aqui, que com apenas uma das superfícies defeituosas, seja possível controlar a aeronave comandando a outra superfície. Como outrora, a modelagem utilizada, padronizada para deflexões simétricas de profundor, não leva em consideração alguns efeitos das deflexões assimétricas de profundor, como por exemplo, momento de rolamento. Contudo, acredita-se que tal momento poderia ser facilmente compensado por uma deflexão dos ailerons e não é de se descartar uma futura modelagem considerando este fenômeno.

Primeiramente será introduzido um defeito em um dos profundos, por exemplo, no profundor esquerdo. Para esta falha, será realizada uma divisão da antiga superfície de controle (deflexão simétrica de profundor,  $\delta_p$ ), em duas novas superfícies de controle, deflexões independentes de profundor direito e esquerdo ( $\delta_{pd}$  e  $\delta_{pe}$ ). Se anteriormente, o que causava o momento de arfagem era a soma das deflexões, a deflexão equivalente resultante das deflexões independentes de profundor esquerdo e direito é dada pela equação (3.21):

$$\delta_p = \frac{\delta_{pd} + \delta_{pe}}{2} \quad (3.21)$$

De maneira análoga, também será introduzido um defeito em um dos ailerons, por exemplo, no aileron esquerdo. Para esta falha, será realizada uma divisão da antiga superfície de controle (deflexão simétrica oposta de ailerons,  $\delta_a$ ), em duas novas superfícies de controle, deflexões independentes de aileron direito e esquerdo ( $\delta_{ad}$  e  $\delta_{ae}$ ). Se anteriormente, o que causava o momento de rolamento era a diferença entre as deflexões, a deflexão equivalente que resulta das deflexões independentes de aileron esquerdo e aileron direito é dada pela equação (3.22):

$$\delta_a = \frac{\delta_{ad} - \delta_{ae}}{2} \quad (3.22)$$

Utilizando esta metodologia, é possível simular falhas em qualquer uma das superfícies mencionadas, que, sem perda de generalidade, serão induzidas no profundor esquerdo ( $\delta_{pe}$ ) e no aileron esquerdo ( $\delta_{ae}$ ), fazendo com que os controladores somente consigam atuar no profundor direito ( $\delta_{pd}$ ) e no aileron direito ( $\delta_{ad}$ ). A priori, existe a possibilidade de que alguns dos controladores consigam controlar a aeronave na ocorrência de algumas falhas mesmo sem qualquer tipo de reconfiguração. Porém, o intuito é implementar um sistema que seja o mais robusto e tolerante o possível, que seja capaz de minimizar ao máximo a chance de que uma falha provável seja catastrófica. Para efeito de comparação da eficácia do sistema que está para ser apresentado adiante, serão realizadas simulações com defeitos sem o sistema de compensação e com o sistema de compensação. Assim será possível verificar o funcionamento deste sistema e sua eficiência em compensar falhas unilaterais.

### 3.7 Sistema de Compensação de Falhas

O sistema de compensação se trata de uma reconfiguração dos controles para que estes sejam tolerantes à falhas unilaterais de profundor e aileron. Quando este sistema está ativo, independente se a falha já ocorreu ou não, este monitora os valores comandados para as superfícies de controle e os valores reais das deflexões. Se em algum instante de tempo, uma determinada superfície de controle apresenta valor de deflexão diferente do valor comandado, automaticamente este algoritmo atua na superfície oposta de maneira a compensar a falha, tentando sempre satisfazer as equações (3.21) e (3.22). Se ambas as superfícies de controle apresentar diferenças (direita e esquerda), considerando a hipótese de que uma delas pode estar com um defeito menos grave, então o sistema atua na superfície de controle que apresenta a menor diferença na tentativa de compensar a que apresenta falha mais grave.

Matematicamente, para os defeitos de profundor, seja  $e_{pd}$  a diferença (erro) entre o valor comandado e o valor real para o profundor direito e seja  $e_{pe}$  a diferença (erro) entre o valor comandado e o valor real para o profundor esquerdo. Assim, de maneira a identificar o profundor que apresenta o pior funcionamento, isto é, o profundor que tem o maior erro, este

atua no profundor oposto de maneira a satisfazer a equação (3.21), resultando nas equações (3.23):

$$\begin{aligned} \text{se } e_{pe} \geq e_{pd} &\Rightarrow \delta_{pd} = 2\delta_p - \delta_{pe} \\ \text{se } e_{pe} < e_{pd} &\Rightarrow \delta_{pe} = 2\delta_p - \delta_{pd} \end{aligned} \quad (3.23)$$

Desta forma, o sistema funciona sem interrupção, mesmo quando não há ocorrência de falhas. Neste caso, se por algum erro numérico ou dos sensores, este calcular uma diferença pequena (ou diferença nula em ambos profundores), este vai comandar o profundor oposto (ou o profundor direito) de maneira a atingir um valor muito próximo, ou exatamente, o valor que este já deveria ter em condição normal de funcionamento.

Analogamente, para os defeitos de aileron, seja  $e_{ad}$  a diferença (erro) entre o valor comandado e o valor real para o aileron direito e seja  $e_{ae}$  a diferença (erro) entre o valor comandado e o valor real para o aileron esquerdo. Assim, de maneira a identificar o aileron que apresenta o pior funcionamento, isto é, o aileron que tem o maior erro, este atua no aileron oposto de maneira a satisfazer a equação (3.22), resultando nas equações (3.24):

$$\begin{aligned} \text{se } e_{ae} \geq e_{ad} &\Rightarrow \delta_{ad} = 2\delta_a + \delta_{ae} \\ \text{se } e_{ae} < e_{ad} &\Rightarrow \delta_{ae} = -2\delta_a + \delta_{ad} \end{aligned} \quad (3.24)$$

Desta forma, o sistema também funciona sem interrupção, mesmo quando não há ocorrência de falhas. Neste último caso citado, se por algum erro numérico ou dos sensores, este calcular uma diferença pequena (ou diferença nula em ambos ailerons), este vai comandar o aileron oposto (ou o aileron direito) de maneira a atingir um valor muito próximo, ou exatamente, o valor que este já deveria ter em condição normal de funcionamento.

Este sistema, que caracteriza o controle como reconfigurável, deve ser munido de sensores que monitoram as deflexões reais das superfícies de controle e compara com as deflexões comandadas. Vale observar que tais sensores não foram modelados (não é o propósito aqui), ou seja, são ideais, e tem tempo de resposta igual a zero. Logo, para garantir maior realidade às simulações, seria interessante modelar tais sensores, pois o atraso da medição certamente provocaria atraso na correção, o que poderia alterar a capacidade deste sistema em compensar a falha. Vale ainda lembrar que o intuito deste trabalho é propor tal metodologia de compensação de falhas e analisar sua eficiência. Mesmo que embora as simulações não condigam exatamente com um caso real, as respostas fornecem material de análise para uma qualificação desta reconfiguração e sua eficácia em compensar as falhas.

Como já mencionado, nas simulações, serão induzidas falhas unilaterais de aileron e profundor, sem perda de generalidade, apenas nas superfícies de controle do lado esquerdo, e espera-se que este sistema atue nas superfícies de controle do lado direito para compensar a

falha. As falhas simuladas serão do tipo travamento em diferentes posições. Este sistema poderá ser referenciado no texto como sistema de compensação de falhas, sistema de tolerância a falhas ou ainda, sistema reconfigurado para o caso de falhas.

## CAPÍTULO 4 – SIMULAÇÕES E ANÁLISES

Neste capítulo será apresentado o Mirage III e serão realizadas simulações numéricas no domínio do tempo utilizando o modelo matemático do avião e dos controladores que foram apresentados no capítulo anterior.

### 4.1 Apresentação do Mirage III

O Dassault Mirage III (Figura 9) é um dos mais bem sucedidos caças supersônicos já construídos. Desenvolvido pela Dassault Aviation da França na década de 1950, foi o primeiro avião de combate europeu capaz de voar a uma velocidade de Mach 2. O Mirage III foi produzido em diversas versões e adquirido pelas forças aéreas de vinte países num total de 1.422 unidades construídas. (SANTOS, 2016).

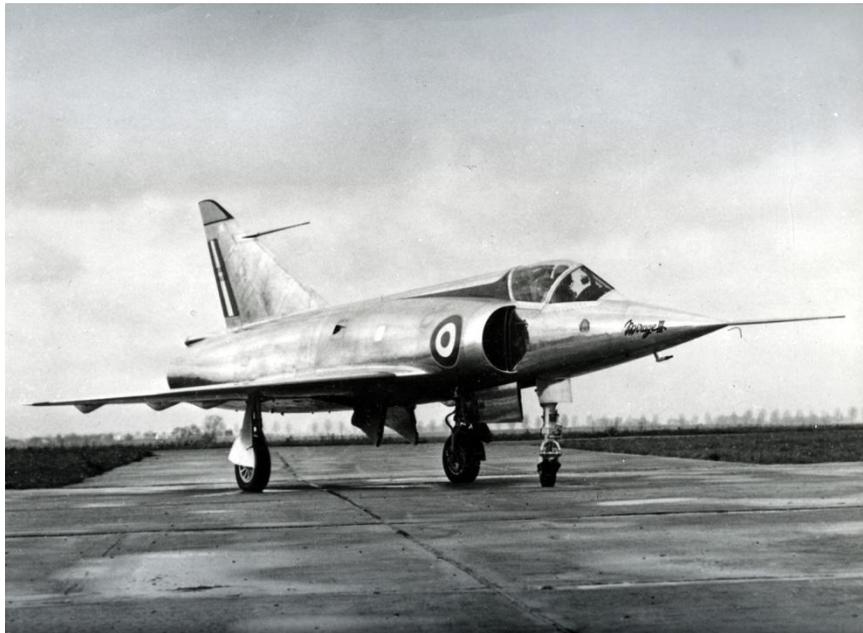


Figura 9 – Dassault Mirage III. (Retirada de DASSAULT-AVIATION.COM).

Devido às características de ser um caça simples, confiável e por possuir um bom desempenho, o Mirage foi por muito tempo o principal avião de defesa da Força Aérea Francesa. Também obteve grande sucesso durante a Guerra dos Seis Dias quando a Força Aérea Israelense o utilizou amplamente com sucesso em combate contra as Forças Aéreas do Egito, Síria e Jordânia. (SANTOS, 2016). Mais detalhes técnicos e características físicas, bem

como as constantes necessárias para a implementação da dinâmica da aeronave em um programa computacional se encontram no Anexo A. Com estes parâmetros e uma vez apresentadas todas as equações que envolvem a dinâmica do avião, também as equações dos controladores, a seguir serão apresentadas as simulações de voo, começando por uma simulação livre de comandos a fim de validar o modelo e a condição inicial.

## 4.2 Validação do Modelo

Para todas as simulações, a condição inicial padrão de voo será à 5000 metros de altitude ( $h = 5000 \text{ m}$ ) e velocidade total de 250 m/s ( $V = 250 \text{ m/s}$ ). Para esta condição, os valores iniciais de algumas variáveis de estado e as deflexões das superfícies de controle encontradas foram:

$$\alpha = 2,56^\circ, \varphi = 0^\circ, \theta = 2,56^\circ, \delta_a = 0^\circ, \delta_l = 0^\circ, \delta_e = -0,97^\circ \text{ e } \pi = 37,4\%$$

Para as análises das simulações, por vezes, para uma melhor disposição e compreensão do texto, as diferentes técnicas de controle serão citadas pelas suas abreviaturas, conforme mostrado no subtítulo de cada controlador.

Para as simulações, como os cálculos dos comandos por parte dos controladores envolvem derivadas dos sinais de entrada e das variáveis a serem controladas, foi utilizada uma função de transferência para suavizar os sinais de entrada (desejado), a fim de prevenir erros numéricos causados pelo cálculo de tais derivadas. A função de transferência utilizada, para todas as entradas tipo degrau está apresentada na equação (4.1).

$$F(s) = \frac{25}{s^2 + 10s + 25} \quad (4.1)$$

As simulações foram realizadas utilizando programa computacional de engenharia, utilizando passo variável, sendo limitado inferiormente em 5ms e superiormente por dois critérios, 100ms ou tolerância relativa de 0,001, ficando assim a cada iteração limitado pelo menor deles. Os integradores são tratados como sistemas dinâmicos de primeira ordem e o método utilizado para a solução das equações diferenciais é o método Dormand-Prince.

A seguir, a primeira simulação efetuada tem a finalidade de verificar o equilíbrio da aeronave nas condições iniciais acima mencionadas, logo, não há atuação em nenhuma superfície de controle por parte de nenhum controlador, a não ser as deflexões pré-estabelecidas da condição de equilíbrio. Na Figura 10 estão mostradas as variáveis de estado resultado desta simulação. Pode se verificar que a aeronave está em equilíbrio, pois apresenta movimentos longitudinais e látero-direcionais desprezíveis.

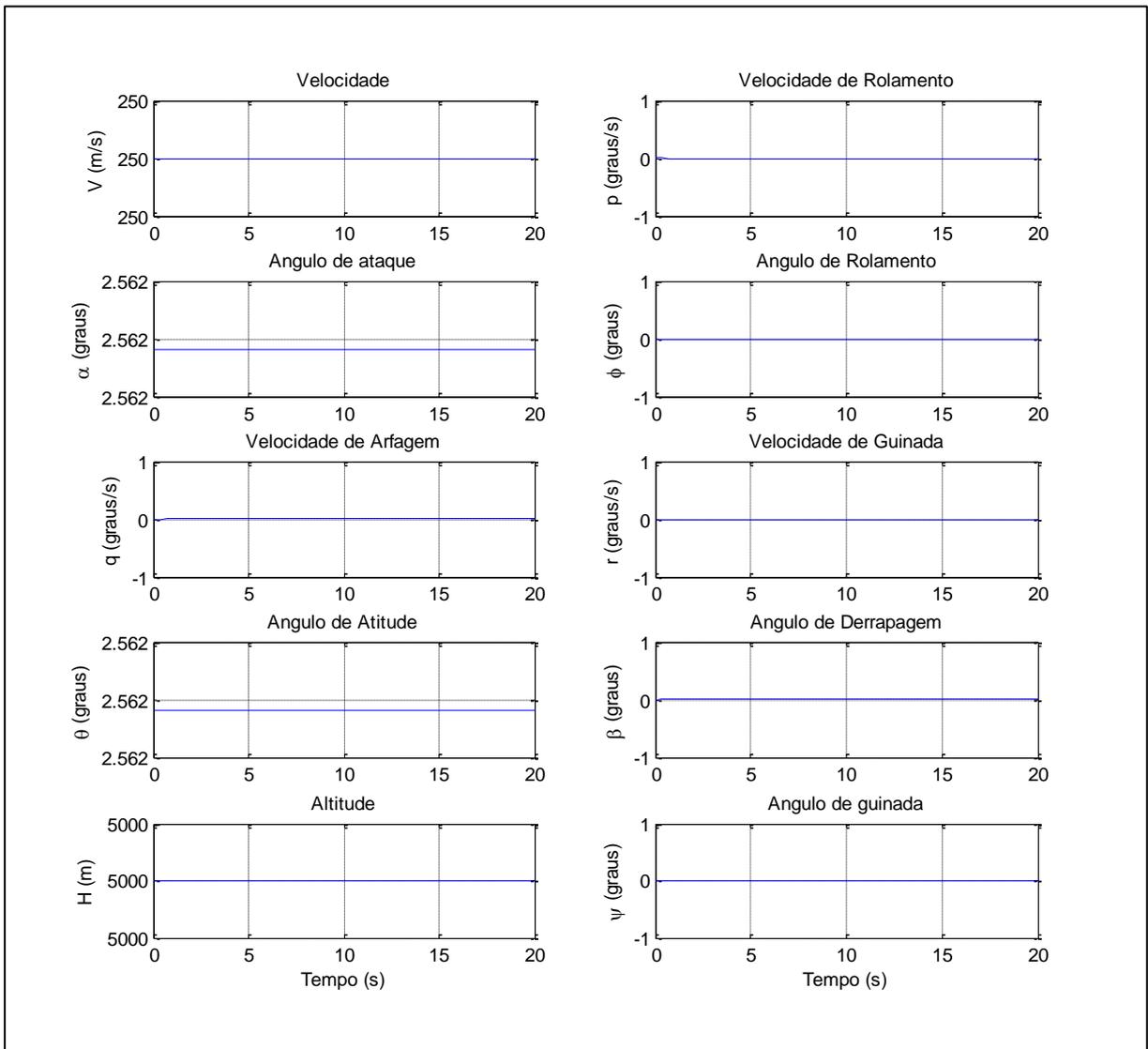


Figura 10 – Comportamento do avião livre de comandos ou perturbações.

Em seguida, serão realizadas simulações para o controle de cada variável de estado, cujos controladores foram apresentados e os ganhos propostos no capítulo 3.

### 4.3 Controle da Velocidade de Arfagem ( $q$ )

Para esta simulação, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), com amplitude de  $5^\circ/s$  na velocidade de arfagem. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 11. Como serão muitas figuras, e a qualidade das imagens podem interferir nas análises, nas legendas será colocado apenas a abreviatura do nome das técnicas, por uma questão de espaço, para melhorar a visualização e o layout dos gráficos. A posição das legendas também será alterada dependendo da simulação também a fim de permitir uma melhor visualização. O gráfico que recebe o nome de

“Profundor” indica a deflexão equivalente  $\delta p$ , resultante das deflexões dos profundores direito e esquerdo.

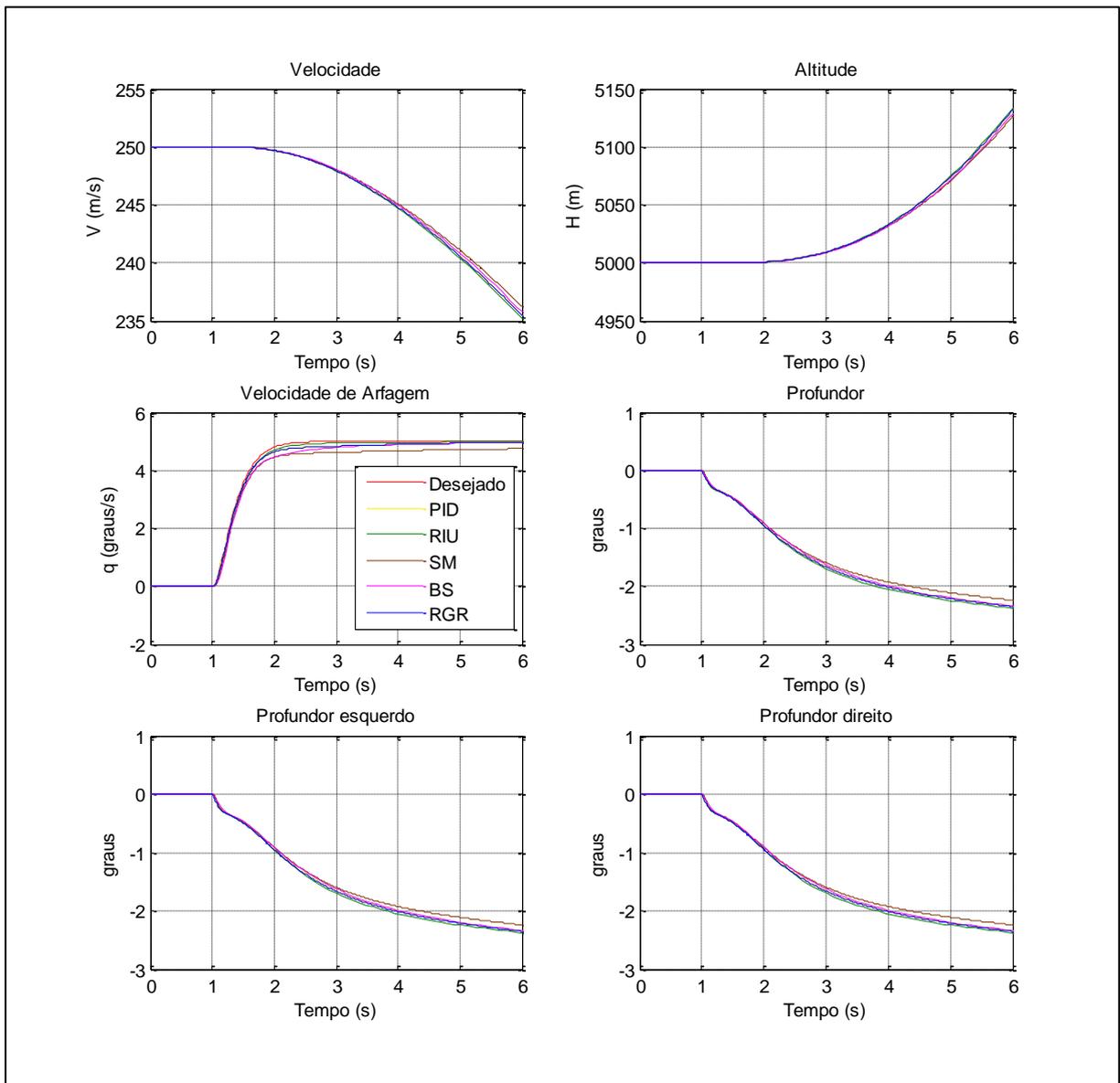


Figura 11 – Controle da velocidade de arfagem sem falhas.

Na Figura 11, pode-se observar que os controladores tem desempenho muito semelhante. Isto é consequência da dinâmica do sistema e pelo fato desta variável de estado ter grau relativo baixo. Esta é uma variável de estado que se mostrou extremamente fácil de ser controlada. Nota-se também que um dos controladores, o *Sliding Mode*, tem um desempenho abaixo dos outros apresentando um pequeno erro (também foi realizada uma outra simulação com tempo maior, e o *Sliding Mode* embora demorasse mais para convergir, não apresentou erros em regime permanente). Quanto às demais técnicas, a diferença é quase imperceptível, com o RIU sendo a melhor, seguida do PID e o RGR (estes últimos tem exatamente a mesma expressão para o controle desta variável) e, em seguida o *Backstepping*.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com profundor esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 2s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha está desligado. A Figura 12 traz o resultado desta simulação.

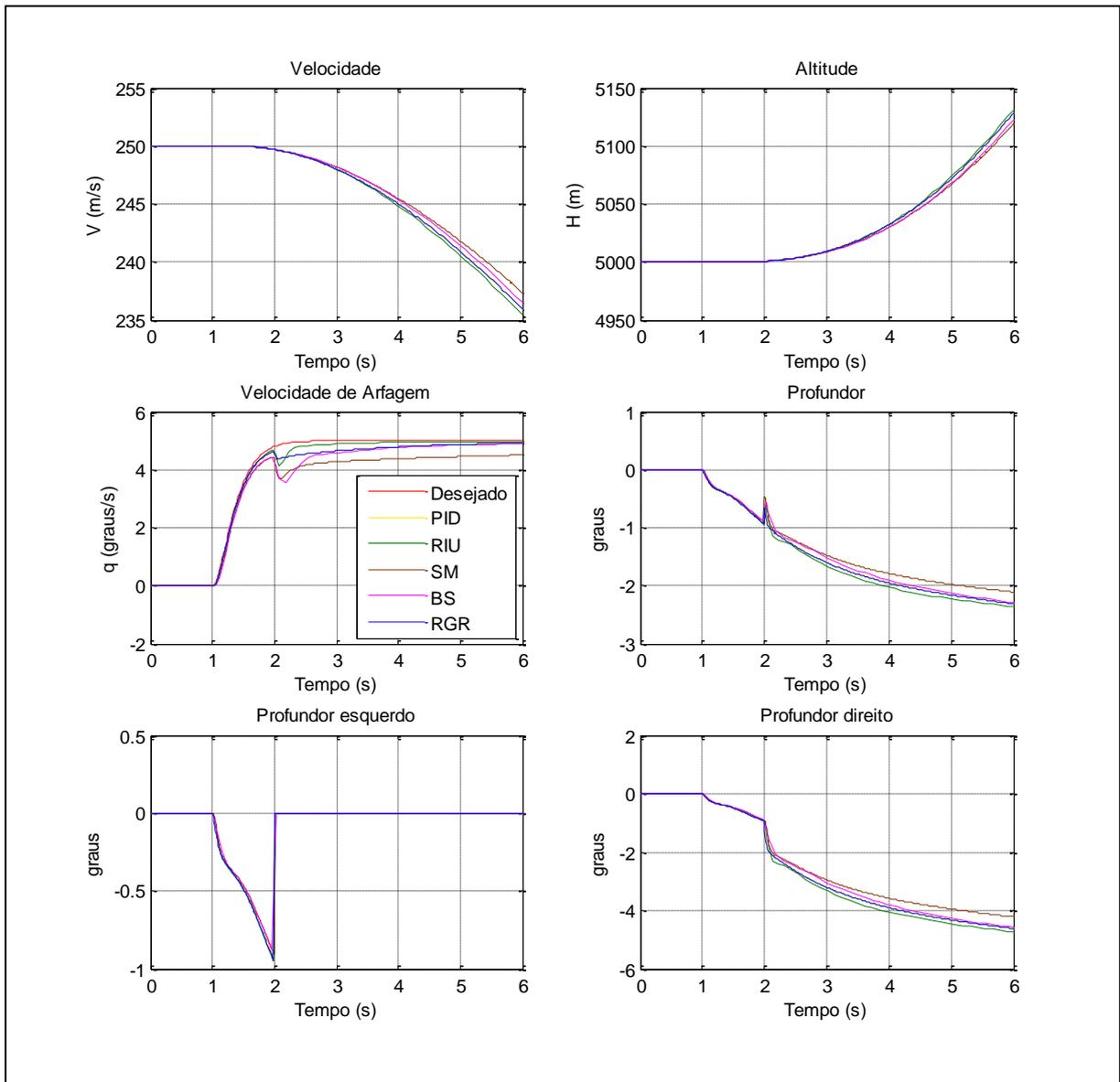


Figura 12 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se perceber que mesmo com o sistema de tolerância desligado, esta falha embora cause impacto na manobra, não compromete muito o avião, uma vez que, no momento da falha houve uma variação, que acabou ficando sob controle. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 13.

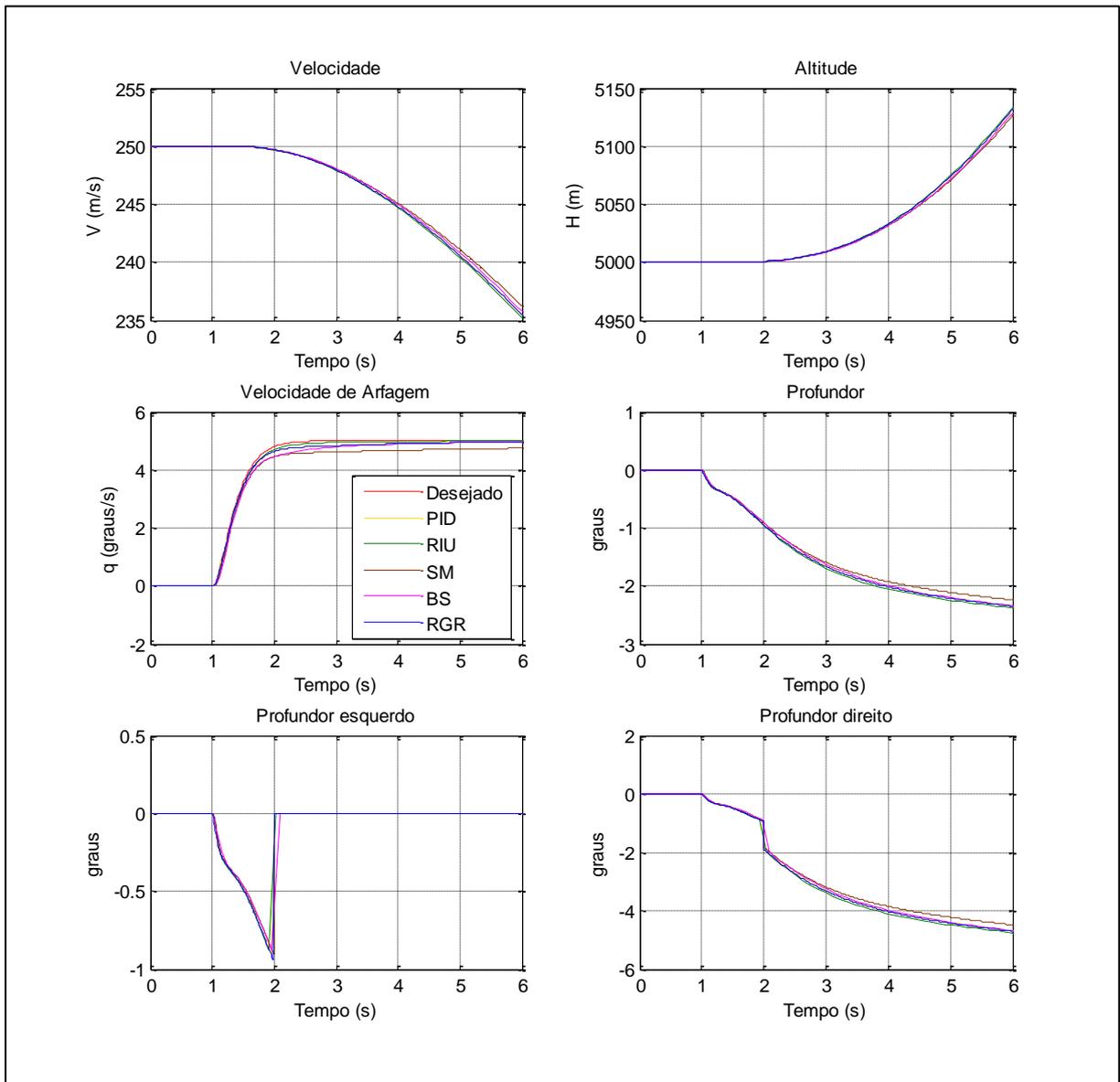


Figura 13 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Antes de analisar a capacidade do sistema de compensação em corrigir a falha, vale observar que a taxa de variação dos profundores não está limitada, isto é, não foram implementados os modelos dos atuadores. Neste caso particular, somente houve variação brusca do profundor direito por que o defeito induzido foi também com variação brusca, o que não invalida a realidade desta simulação pois, uma vez que ambas superfícies tem velocidades limitadas, em caso de defeito, o profundor esquerdo também apresentaria movimento suave.,

Na Figura 13, pode-se perceber que embora tenha acontecido defeito no instante  $t = 2s$ , o sistema atua no profundor direito e compensa totalmente a falha. As respostas obtidas são quase que exatamente as mesmas daquela quando o avião não apresentava defeito algum.

A seguir, com a finalidade de submeter a uma condição um pouco mais extrema, será induzido um defeito no profundor esquerdo, assim como anteriormente, um travamento a

partir do instante  $t = 2s$ , porém desta vez com deflexão de  $20^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 14.

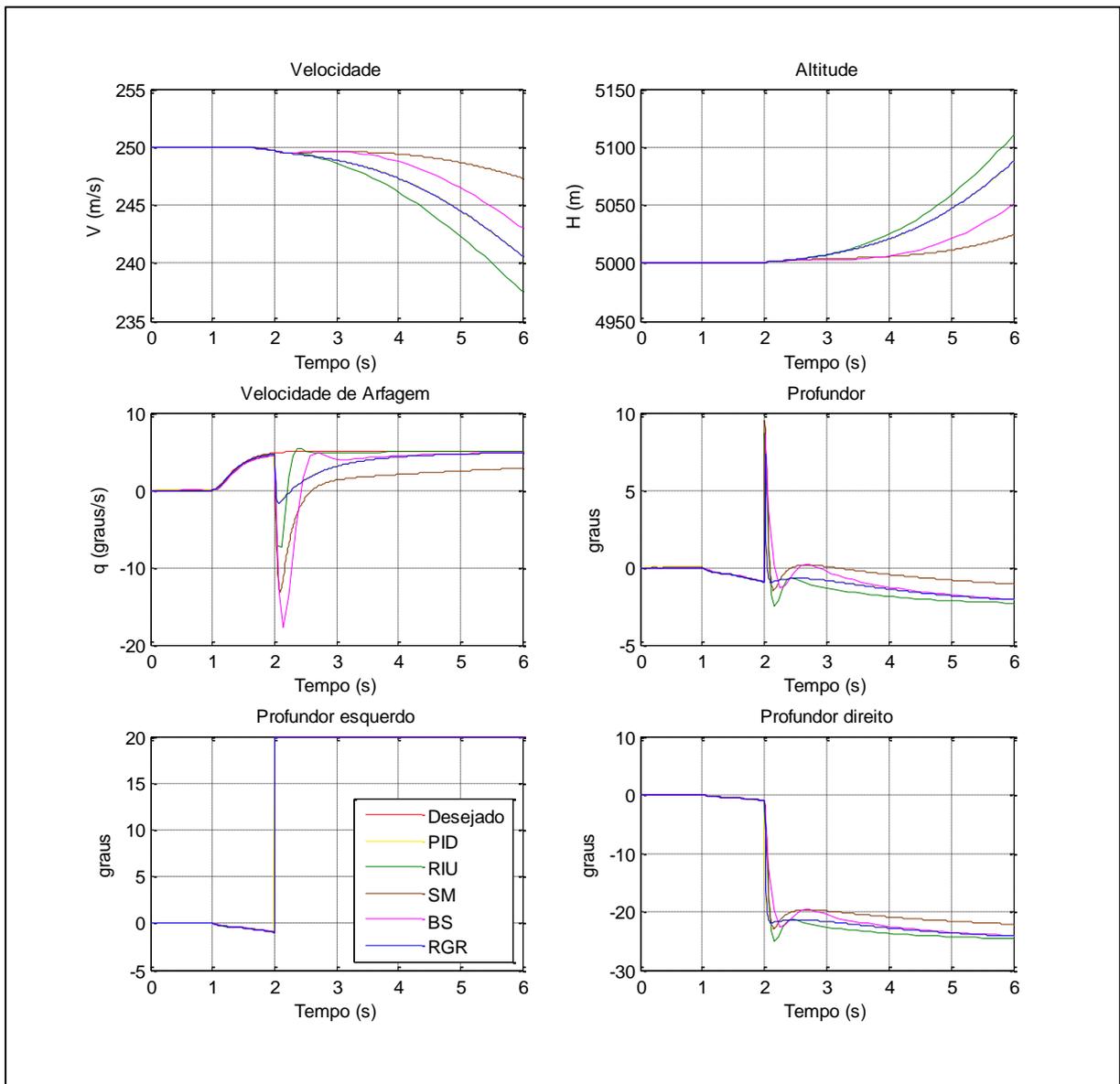


Figura 14 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação desligado

Como pode-se observar na Figura 14, este defeito tem forte impacto na manobra, onde antes era desejado uma variação positiva com amplitude de  $5^\circ/s$ , alguns controladores apresentaram valores de  $-15^\circ/s$ . Fazendo uma comparação entre as técnicas de controle, algumas delas permitiram uma maior variação (BS e SM), mas apenas o *Sliding Mode* aparentou ter dificuldade em, passado algum tempo, atingir o valor desejado. Pode-se ainda observar que houve significativa diferença de velocidade e altitude, podendo caracterizar esta falha, com o sistema de compensação desligado em possivelmente catastrófica.

Além disso, pode-se observar que houve disparo do profundor direito. Porém, neste caso, como o sistema de compensação está desligado, seria errado atribuir completamente a causa do disparo do profundor direito à falha abrupta. Os valores obtidos do profundor direito são oriundos dos controladores e da variação que a falha causou na variável controlada. Logo, a utilização de um modelo de atuador poderia trazer mais realidade à simulação.

A mesma simulação com o sistema automático de compensação foi realizada e os resultados encontram-se na Figura 15.

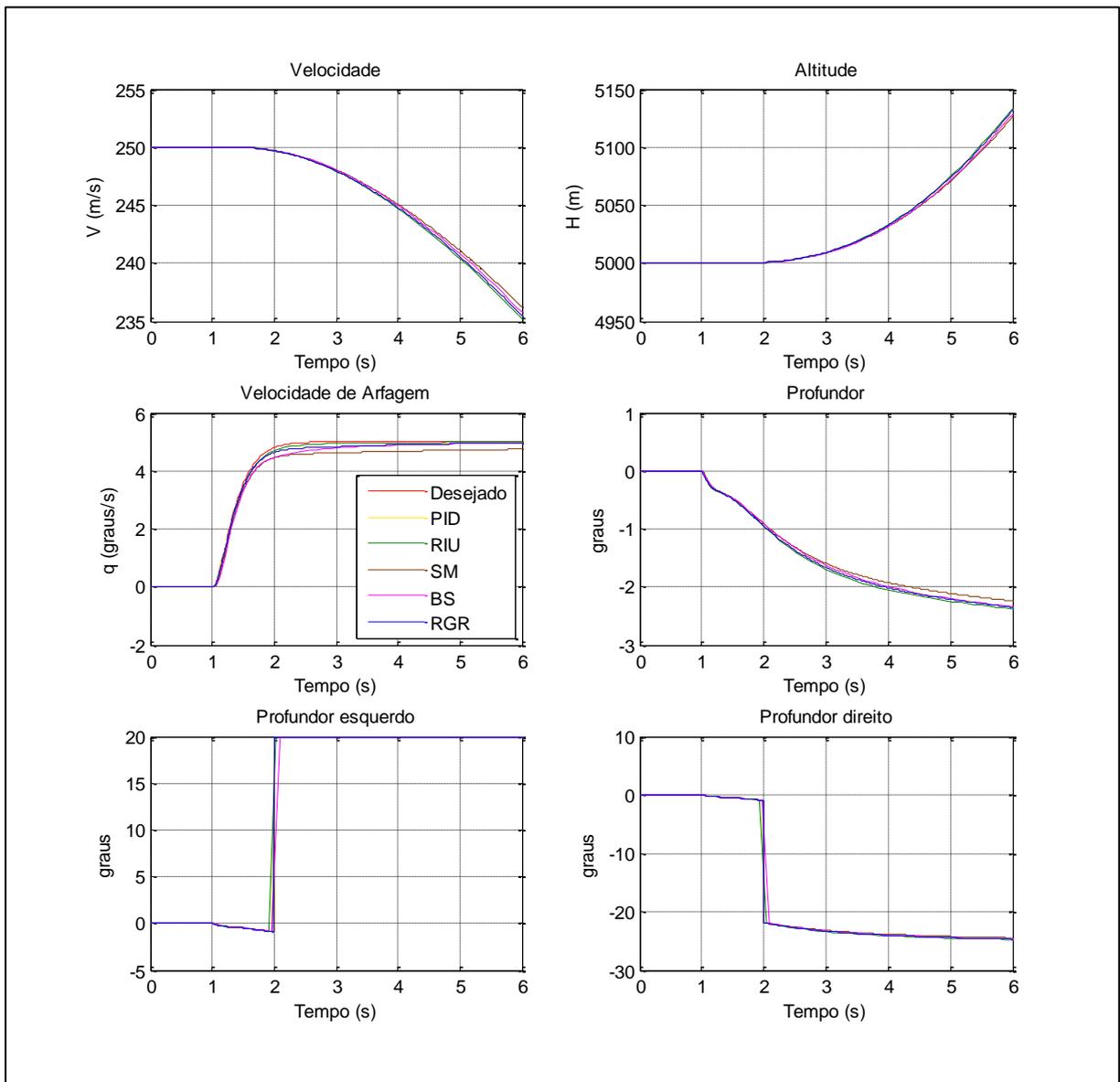


Figura 15 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação ligado

Pode-se verificar que a aeronave quase não percebe a ocorrência da falha, isto é, a resposta do avião é muito semelhante ao caso sem falhas. Conclui-se que o sistema de compensação de falhas para este caso é muito efetivo, sendo isto muito visível também nas

curvas de velocidade e de altitude. Comparando as técnicas de controle, as características de cada uma se mantiveram, isto é, o único que tem qualidade abaixo das demais é o Sliding Mode, como já visto nas análises anteriores.

Por último, será simulado um disparo da superfície de controle até o batente, em termos de travamento/disparo, seria o mais severo dos defeitos. O limite de deflexão para os profundores foi estipulado em  $25^\circ$ . Mais uma vez, primeiramente será realizado com o sistema de compensação desligado. Os resultados estão na Figura 16.

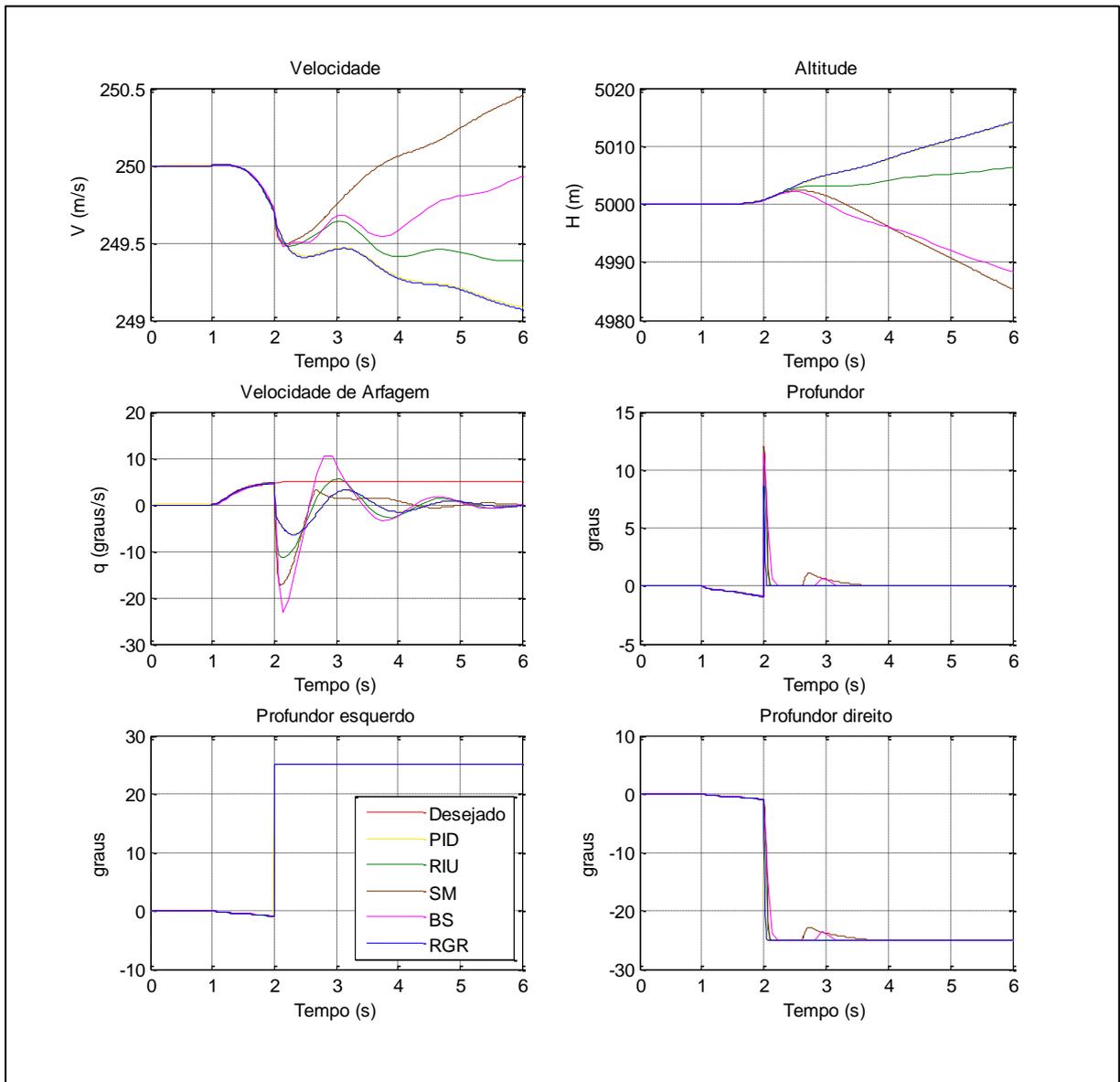


Figura 16 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 25^\circ$  e sistema de compensação desligado

Como é possível observar, a aeronave não mais executa a manobra desejada e nem mesmo se estabiliza no valor desejado. As curvas de velocidade e altitude mostram que esta falha muito provavelmente levaria a catástrofe. Algumas técnicas apresentam maior variação

(BS e SM), mas nenhuma delas consegue por si só compensar a falha. A principal diferença entre esta falha e as de amplitude menor é que, uma vez que o profundor esquerdo sofreu disparo até a saturação ( $25^\circ$ ), o profundor direito pode, defletir até um valor de  $-25^\circ$  o que resultaria em uma deflexão de profundor equivalente nula. Logo, este defeito limita a deflexão equivalente de profundor em um valor mínimo de  $0^\circ$ . A seguir será induzido o mesmo defeito, porém com o sistema de compensação ligado. Os resultados se encontram na Figura 17.

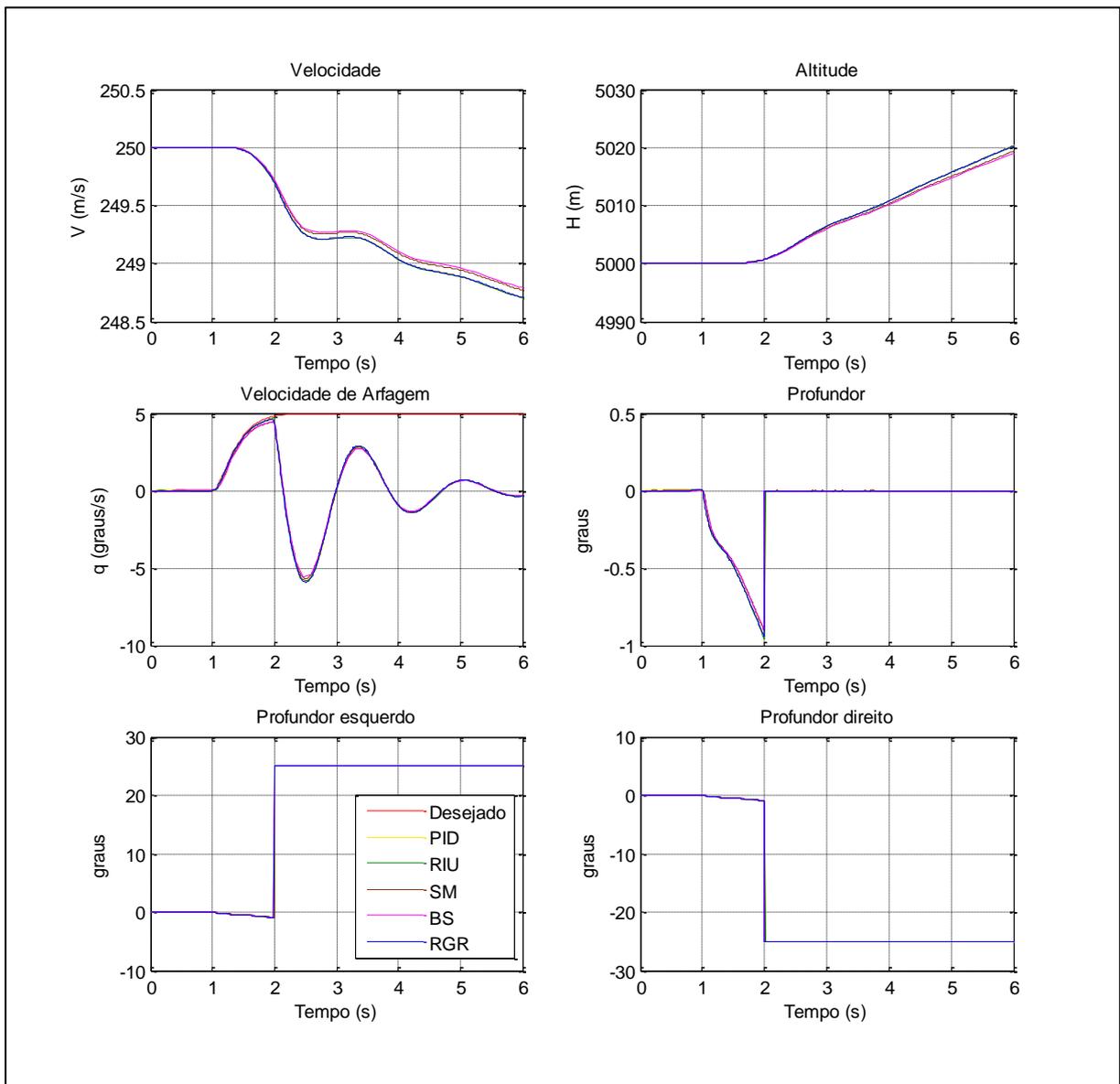


Figura 17 – Controle da velocidade de arfagem com  $\delta_{pe} = 25^\circ$  e sistema de compensação ligado

É possível observar que para este defeito, nem mesmo o sistema com compensação ligado consegue compensar tal falha. Conforme mencionado a cima, a limitação física de deflexão dos profundos impede que o profundor direito compense a falha no profundor esquerdo. Conclui-se aqui que, a limitação de compensação do sistema tolerante a falhas

está totalmente relacionada com a proximidade do valor do travamento com a saturação da superfície. Por exemplo: para os profundores, a saturação ocorre em  $25^\circ$ , como visto, para esta manobra, um travamento em  $20^\circ$  pôde ser completamente compensado, pois havia uma margem de  $5^\circ$  de amplitude que o profundor direito tinha a sua disposição para compensar a falha. Como  $\delta_p = (\delta_{pd} + \delta_{pe})/2$ , para uma falha de  $20^\circ$ , o limite inferior de deflexão equivalente é  $-2,5^\circ$ . Logo, se com esses limites a aeronave conseguir executar a manobra pretendida, o sistema de compensação vai permitir que ela o faça.

Outra observação que também deve ser feita é que nesta última simulação, todas as técnicas apresentaram praticamente a mesma reposta. Isto se deve ao fato de que todas elas foram limitadas pela condição física do sistema, da falha e do sistema de compensação, fazendo com que as diferenças entre elas não tivessem capacidade de provocar diferenças na resposta da aeronave.

A seguir será disposto um resumo em forma de tabela da comparação entre as técnicas e qualificação quanto aos seguintes quesitos: capacidade e qualidade em controlar esta variável, facilidade de implementação, facilidade de regulagem dos ganhos, rapidez no processamento da simulação, tolerância a falhas sem o sistema de compensação e tolerância a falhas com o sistema de compensação. Em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.1 – Qualificação das técnicas quanto ao controle da velocidade de arfagem

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
PID	5	5	5	5	4	5
RIU	5	4	4	4	4	5
SM	3	3	2	2	3	3
BS	5	4	5	5	3	5
RGR	5	5	5	5	4	5

Para o controle desta variável, o Sliding Mode é menos eficiente que os demais apresentando maior tempo de acomodação. Já o *Backstepping* apresentou comportamento tão bom quanto os demais, ficando atrás apenas na sua capacidade de tolerância a falhas quando o sistema de compensação está desligado, pois apresenta um maior desvio do valor desejado.

A mesma metodologia de simulações, análises e qualificações serão aplicadas para o controle das demais variáveis de estado. A seguir, será analisado o controle do ângulo de ataque.

## 4.4 Controle do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), com valor inicial no ângulo de ataque de equilíbrio e amplitude de  $5^\circ$ , primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar tal variável. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 18. Antes, vale remarcar que a técnica Regressão do Grau Relativo não foi especificada para controlar esta variável, uma vez que, em sua concepção, visa-se controlar variáveis de estado cujas demais técnicas tinham dificuldade, e ao regredir o grau relativo, não houve necessidade de se controlar o ângulo de ataque. Inclusive, como já foi dito, para o controle da velocidade de arfagem, o RGR e o PID, tinham exatamente a mesma expressão, sendo também naquele caso, talvez desnecessário tê-lo exibido.

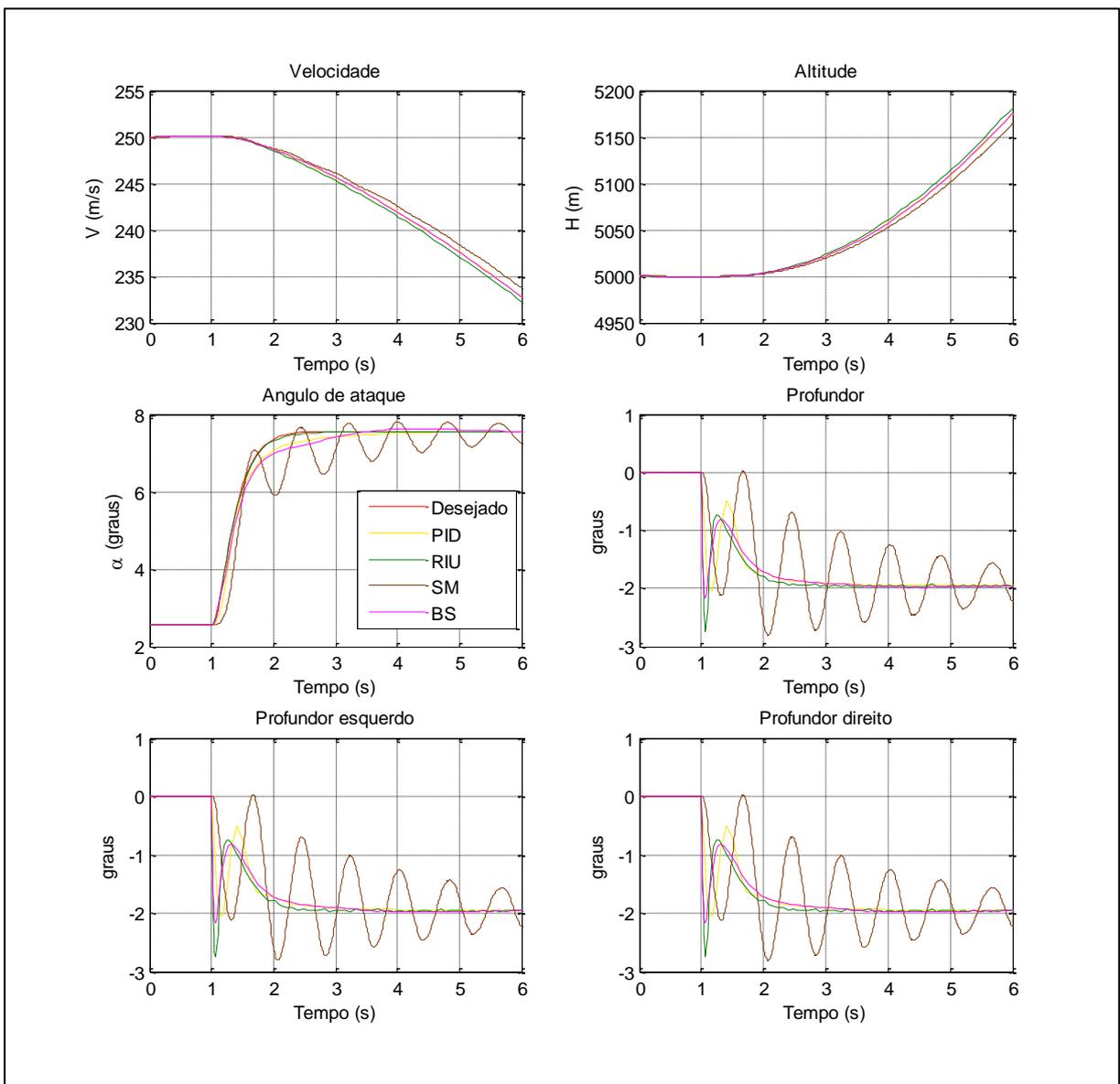


Figura 18 – Controle do ângulo de ataque sem falhas.

Na Figura 18, pode-se observar que os controladores PID, RIU e BS tem desempenho muito semelhante. Já o *Sliding Mode* apresentou grandes oscilações em torno do set point, sendo nitidamente pior que os demais. Dentre as três técnicas que controlaram a variável com êxito, o RIU foi que teve melhor desempenho, fazendo com que sua curva ficasse quase que totalmente sobreposta a curva desejada.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com profundor esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 2s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha está desligado. A Figura 19 traz o resultado desta simulação.

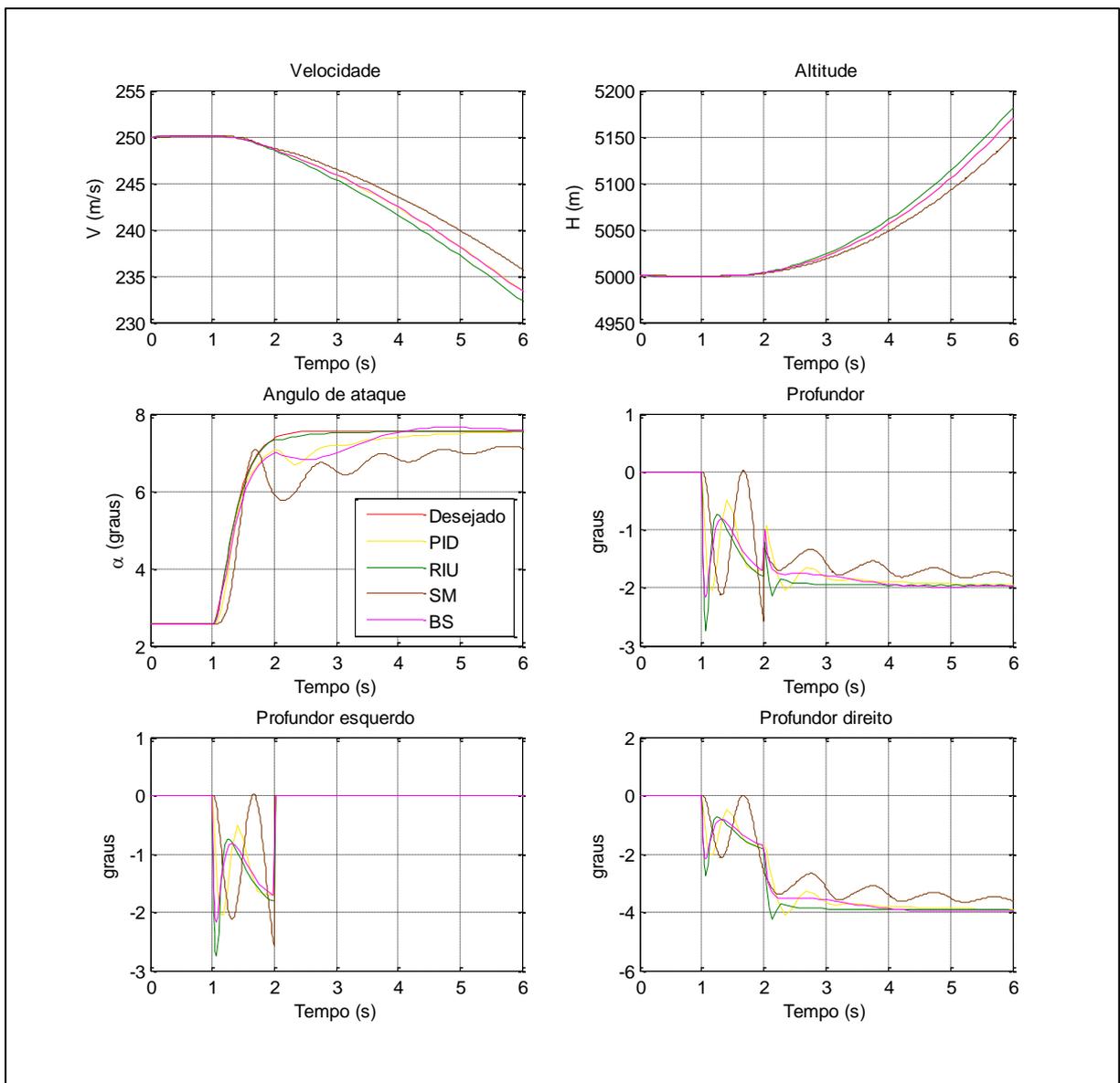


Figura 19 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Mais uma vez, pode-se perceber que mesmo com o sistema de tolerância desligado, esta falha embora cause impacto na manobra, não compromete muito o avião, uma vez que, no

momento da falha houve uma variação, que não foi de extrema magnitude, que acabou ficando sob controle. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser visto na Figura 20.

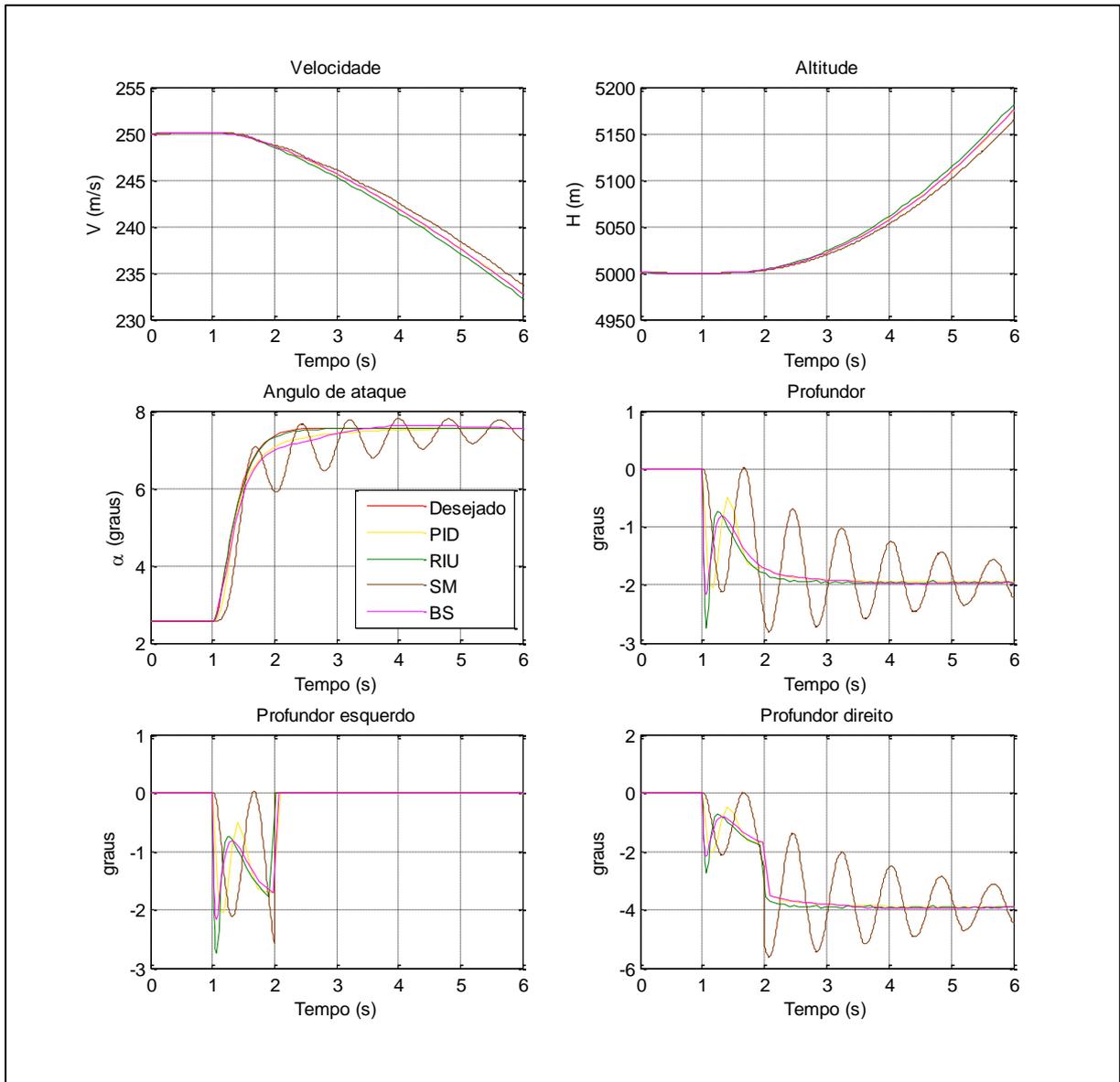


Figura 20 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 20, pode-se perceber que embora tenha acontecido defeito no instante  $t = 2s$ , o sistema atua instantaneamente no profundor direito e compensa a falha totalmente. As respostas obtidas são quase que exatamente as mesmas daquela quando o avião não apresentava defeito algum.

Assim como anteriormente, com a finalidade de submeter a uma condição um pouco mais extrema, será induzido um defeito no profundor esquerdo, um travamento a partir do instante  $t = 2s$ , porém desta vez com deflexão de  $20^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 21.

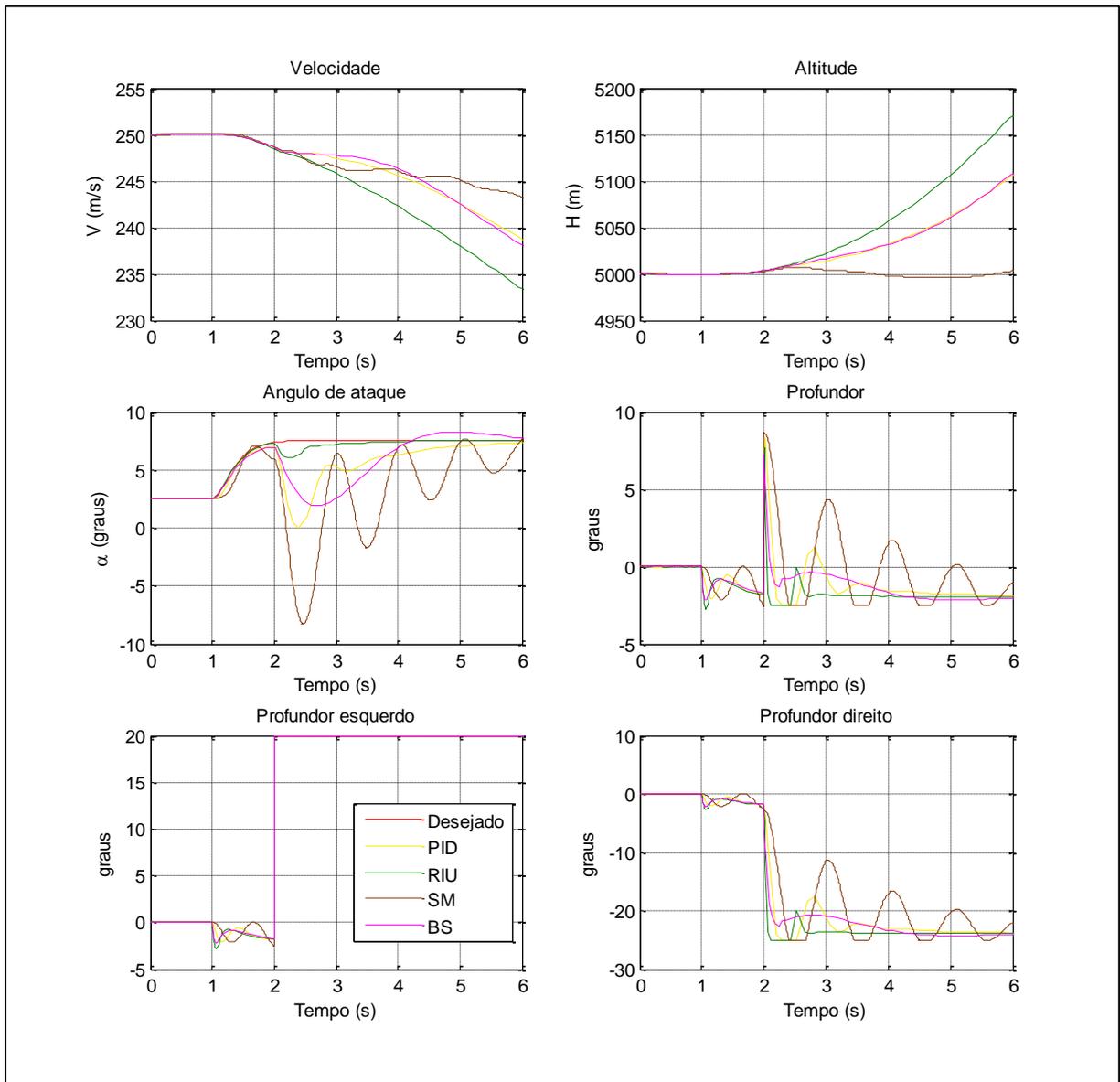


Figura 21 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação desligado

Como pode se observar, este defeito tem forte impacto na manobra para quase todas as técnicas de controle. Como era de se esperar o *Slidding Mode* teve o pior desempenho. O PID e o *Backstepping* apresentaram desempenho semelhante, com uma certa variação no momento da falha porém compensando-a em regime permanente. Vale observar que, se, por exemplo o avião estivesse executando uma manobra próxima ao solo, o PID, o SM e o BS comprometeriam significativamente a manobra colocando a aeronave e o piloto em risco. O Regulador Integrativo Universal apresentou um pequeno desvio no momento da falha e corrigiu rapidamente o erro, mesmo com o sistema de compensação desligado. A mais provável causa deste bom desempenho é o integrador condicional que atuou quando os valor do ângulo de ataque esteve fora da camada limite  $\mu$ .

A mesma simulação, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, foi realizada e os resultados encontram-se na Figura 22.

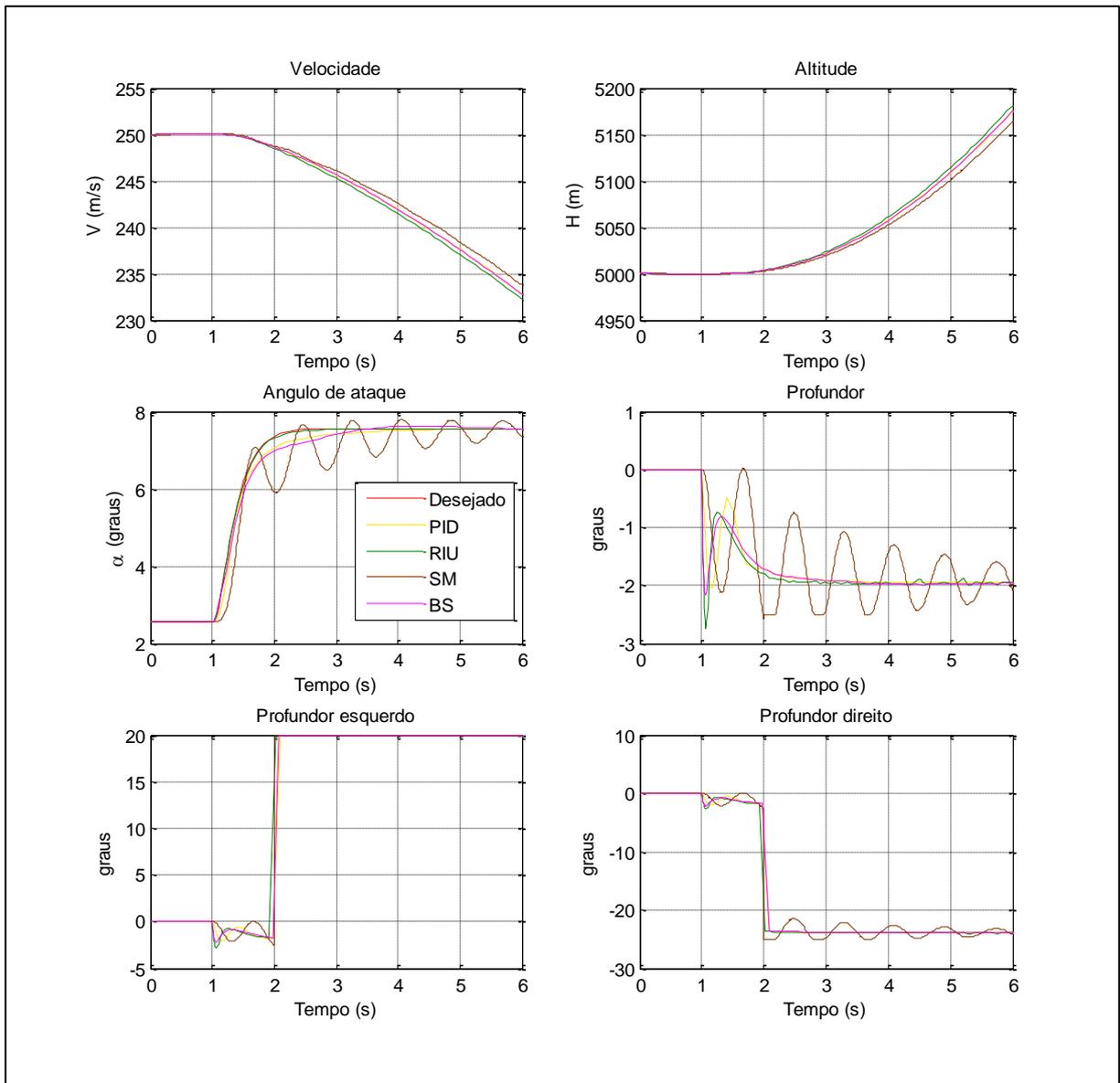


Figura 22 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação ligado

Pode-se verificar que a aeronave quase não percebe a ocorrência da falha, isto é, a resposta do avião é muito semelhante ao caso sem falhas. Mais uma vez, o sistema de compensação de falhas foi muito efetivo.

Por último, será simulado um disparo do profundor esquerdo até o batente, isto é  $25^\circ$ . Mais uma vez, primeiramente será realizado com o sistema de compensação desligado. Os resultados estão na Figura 23.

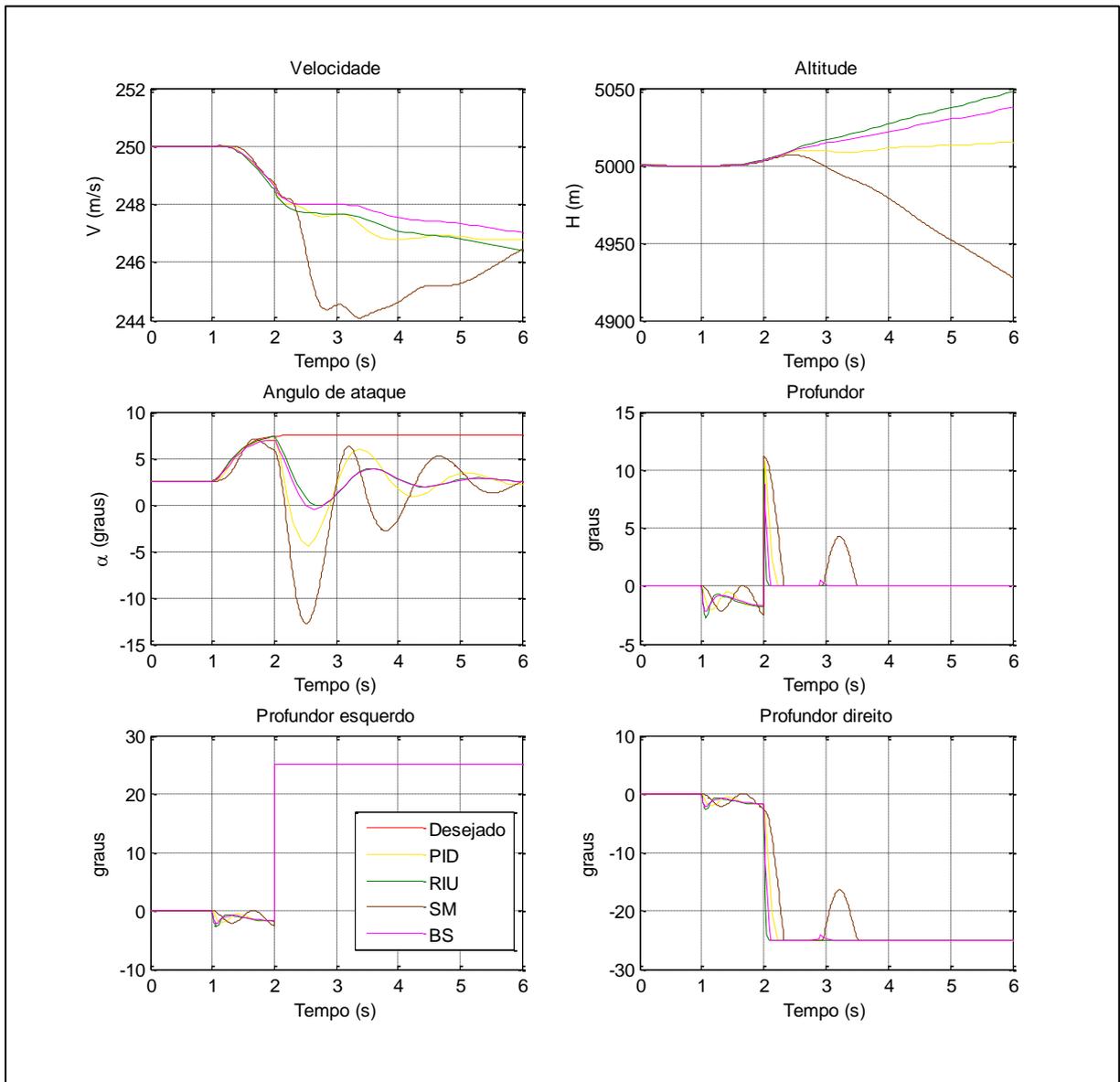


Figura 23 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 25^\circ$  e sistema de compensação desligado

Como é possível observar, a aeronave não mais executa a manobra desejada e nem mesmo se estabiliza no valor desejado, para nenhuma das técnicas de controle. A seguir será induzido o mesmo defeito, porém com o sistema de compensação ligado. Os resultados se encontram na Figura 24.

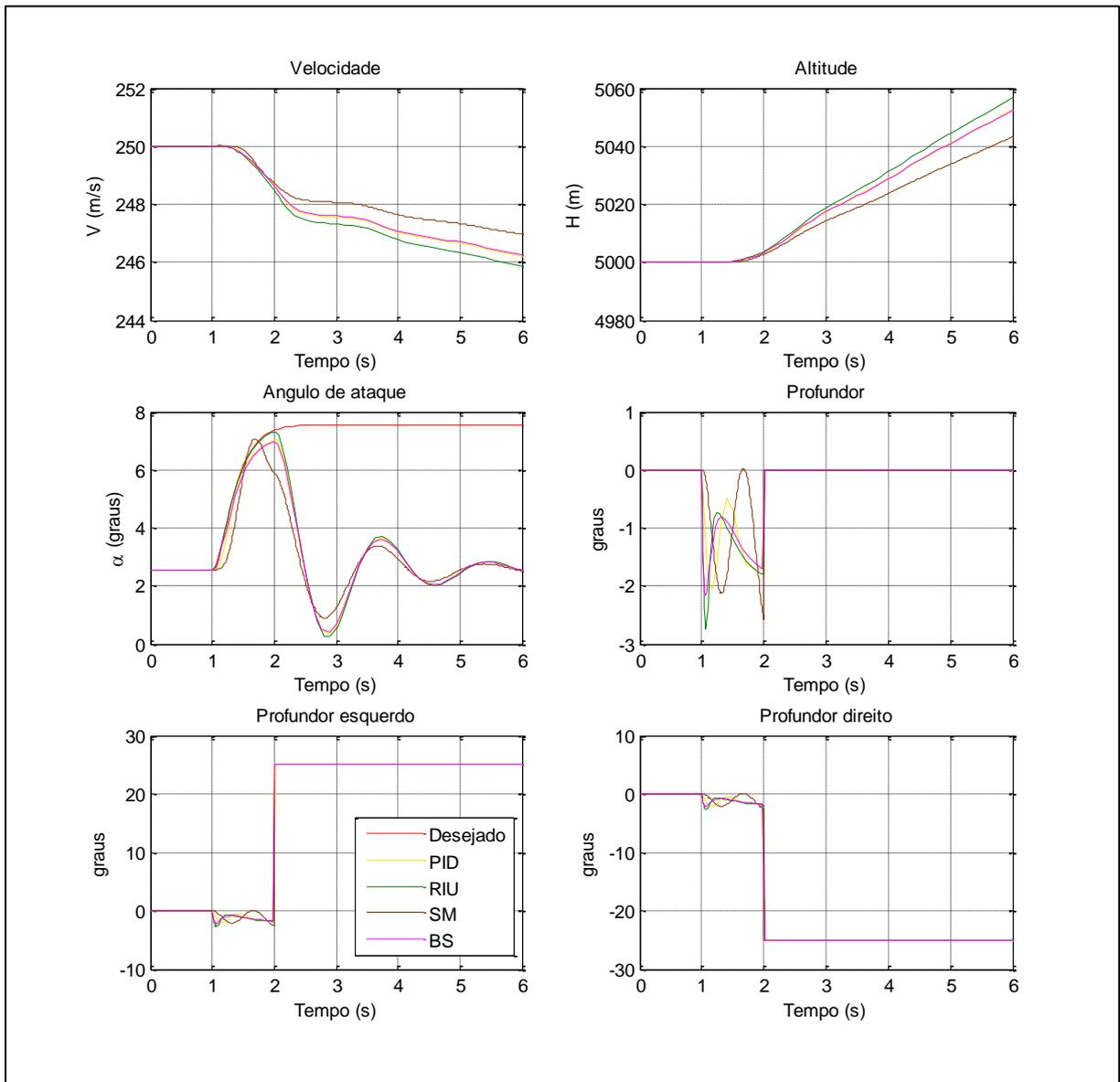


Figura 24 – Controle do ângulo de ataque com  $\delta_{pe} = 25^\circ$  e sistema de compensação ligado

Mais uma vez, é possível observar que para este defeito, nem mesmo o sistema de compensação consegue compensar tal falha e, novamente, observa-se que todas as técnicas apresentaram praticamente a mesma resposta. Não são necessárias outras simulações para concluir que, dadas limitações físicas de deflexão do profundor, é impossível compensar uma falha de travamento na deflexão máxima. Conforme visto nas simulações e análises já realizadas.

É muito importante deixar claro que, em condições normais de operação, isto é, sem falhas, as deflexões de profundor não chegaram nem perto das deflexões máximas. Isto sugere que a probabilidade de falhas de travamento no batente ocorrer é significativamente menor que as de travamento em pontos comuns de operação, nos casos ensaiados, não maiores de  $5^\circ$ . Logo, objetiva-se aqui garantir que o sistema de compensação corrija as falhas prováveis. Em

geral, para garantir tal feito, serão induzidas falhas até aproximadamente 80% ou 90% da saturação das superfícies e não mais falhas até a saturação, uma vez que sabe-se que sem “margem de deflexão”, o sistema de tolerância a falhas fica quase que impossibilitado de compensar o defeito. Pode ser proposto também, visando aumentar a segurança das aeronaves, sistemas mecânicos que limitam as deflexões das superfícies de controle em condições normais de voo, que somente destravariam para maiores deflexões caso houvesse a necessidade, reduzindo quase que por completo, a possibilidade da ocorrência de falhas nos valores críticos de deflexão.

Como feito anteriormente será disposto um resumo em forma de tabela da comparação entre as técnicas e qualificação quanto aos seguintes quesitos: capacidade e qualidade em controlar esta variável, facilidade de implementação, facilidade de regulagem dos ganhos, rapidez no processamento da simulação, tolerância a falhas sem o sistema de compensação e tolerância a falhas com o sistema de compensação. Para lembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.2 – Qualificação das técnicas quanto no controle de ângulo de ataque

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
PID	4	5	5	5	3	4
RIU	5	4	4	4	5	5
SM	2	3	1	2	1	2
BS	4	4	5	5	3	4

Para o controle desta variável, o *Sliding Mode* apresentou resultados menos eficientes que os demais.

## 4.5 Controle do Ângulo de Atitude ( $\theta$ )

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), com valor inicial no ângulo de atitude de equilíbrio e amplitude de 5°, primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 25.

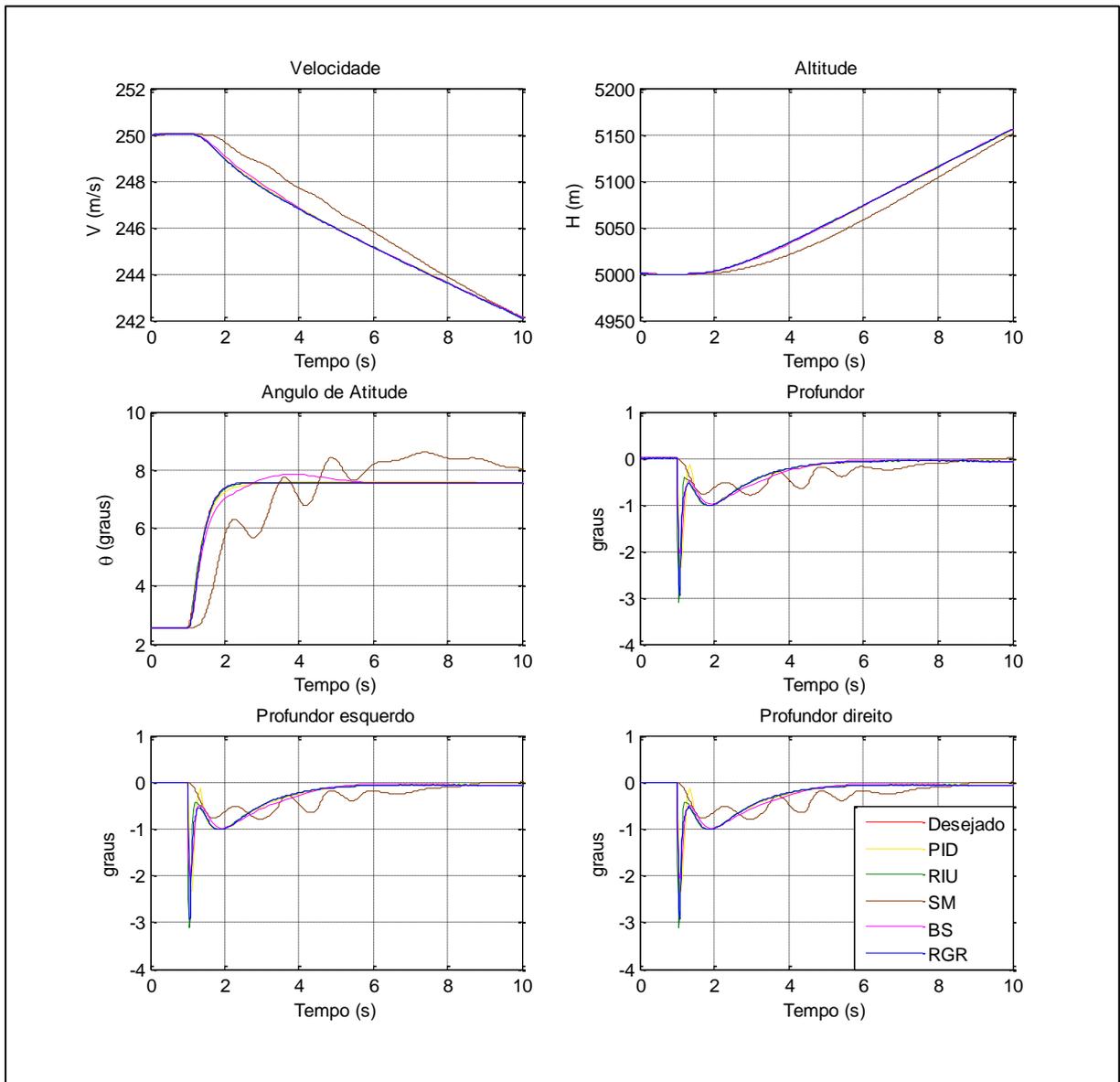


Figura 25 – Controle do ângulo de atitude sem falhas.

Na Figura 25, pode-se observar que os controladores PID, RIU, RGR tem desempenho muito semelhante. O *Sliding Mode* apresentou instabilidade do set point, sendo nitidamente pior que os demais. Dentre as três técnicas que controlaram a variável com êxito, o RGR, RIU, e o PID tiveram desempenho um pouco melhor que o *Backstepping*, sobrepondo quase que na totalidade a curva desejada. Além disso, novamente pode-se observar que a superfície de controle apresentou uma curva de deflexão cuja realidade deve ser verificada, uma vez que um modelo de atuador não foi implementado, este poderia interferir no resultado da simulação. Logo, vale mais uma vez remarcar que uma das principais sugestões para melhoria e continuidade do trabalho seria a implementação dos modelos dos atuadores.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com profundor esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 2s$ , e primeiramente, o

sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 26 traz o resultado desta simulação.

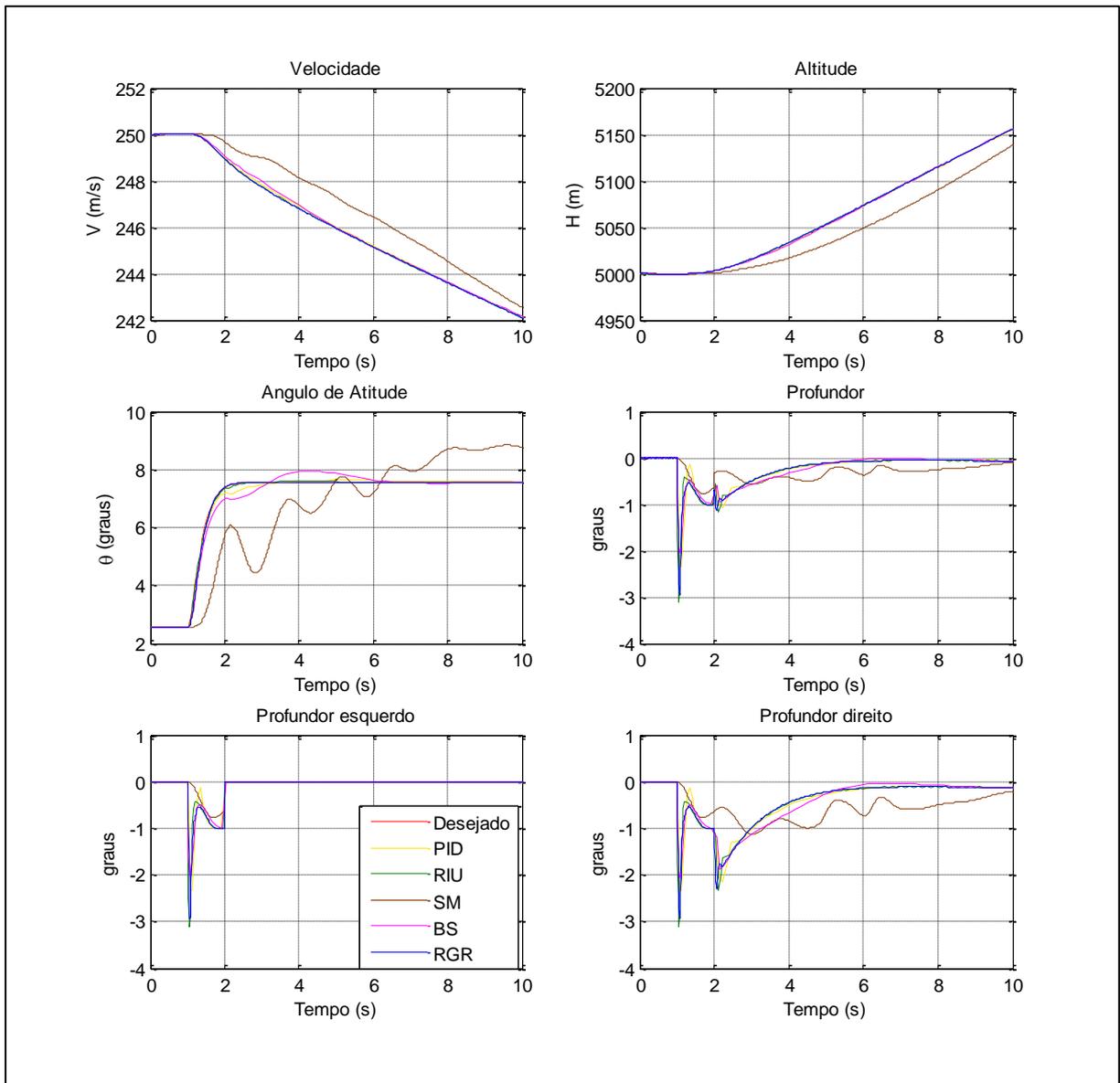


Figura 26 – Controle do ângulo de atitude com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Observa-se que mesmo com o sistema de compensação desligado, essa falha tem quase nenhuma influência sobre o comportamento da aeronave. É possível notar uma pequena oscilação nos controladores PID e *Backstepping* no instante  $t = 2s$ , que é quando a falha acontece. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 27.

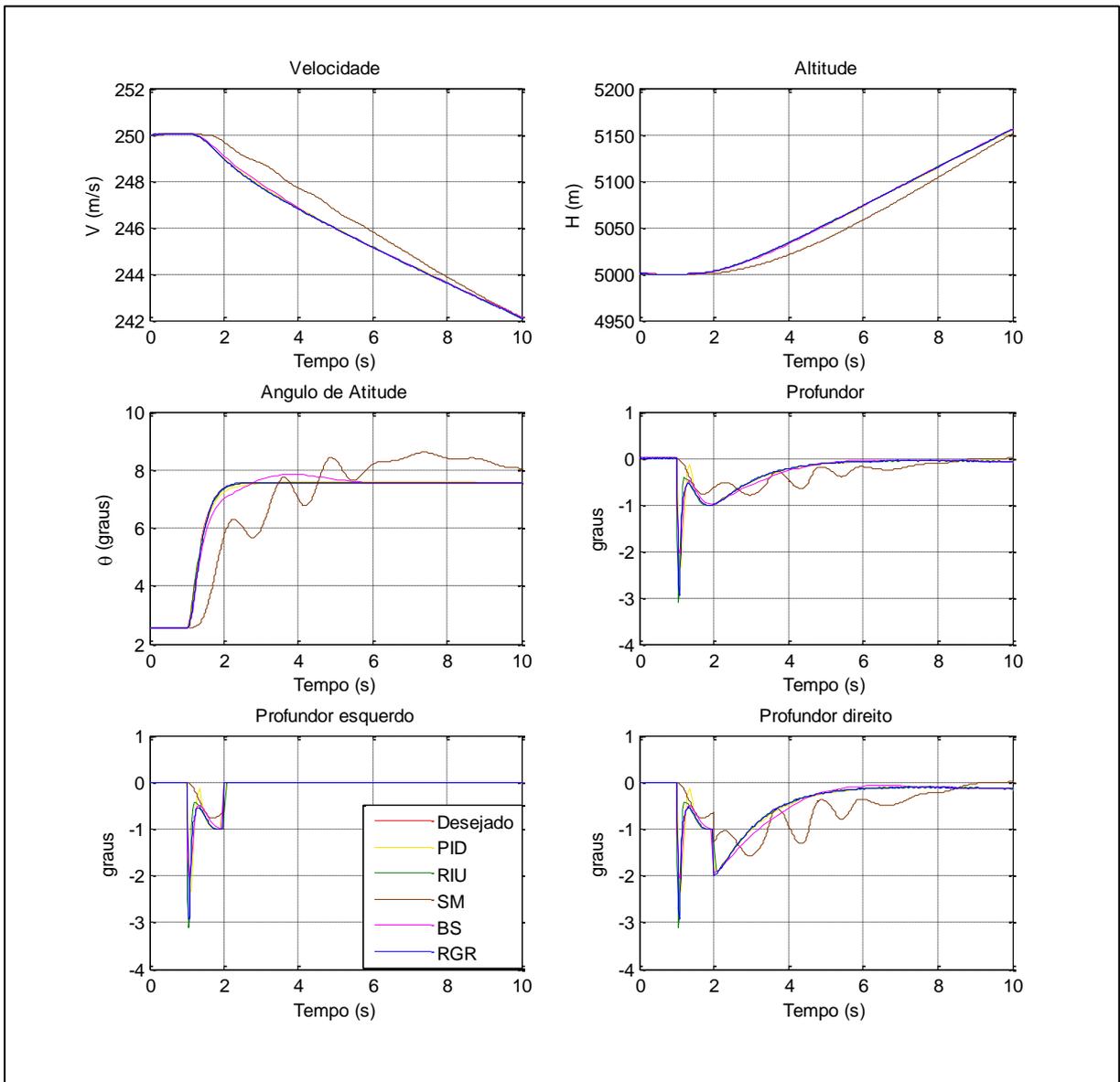


Figura 27 – Controle do ângulo de atitude com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 27, pode-se perceber que a pequena oscilação nos controladores PID e *Backstepping* já não mais acontece com o sistema de compensação ligado.

Seguindo a metodologia utilizada até aqui, com a finalidade de submeter a uma condição mais extrema, será induzido um defeito no profundor esquerdo com deflexão de  $20^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 28.

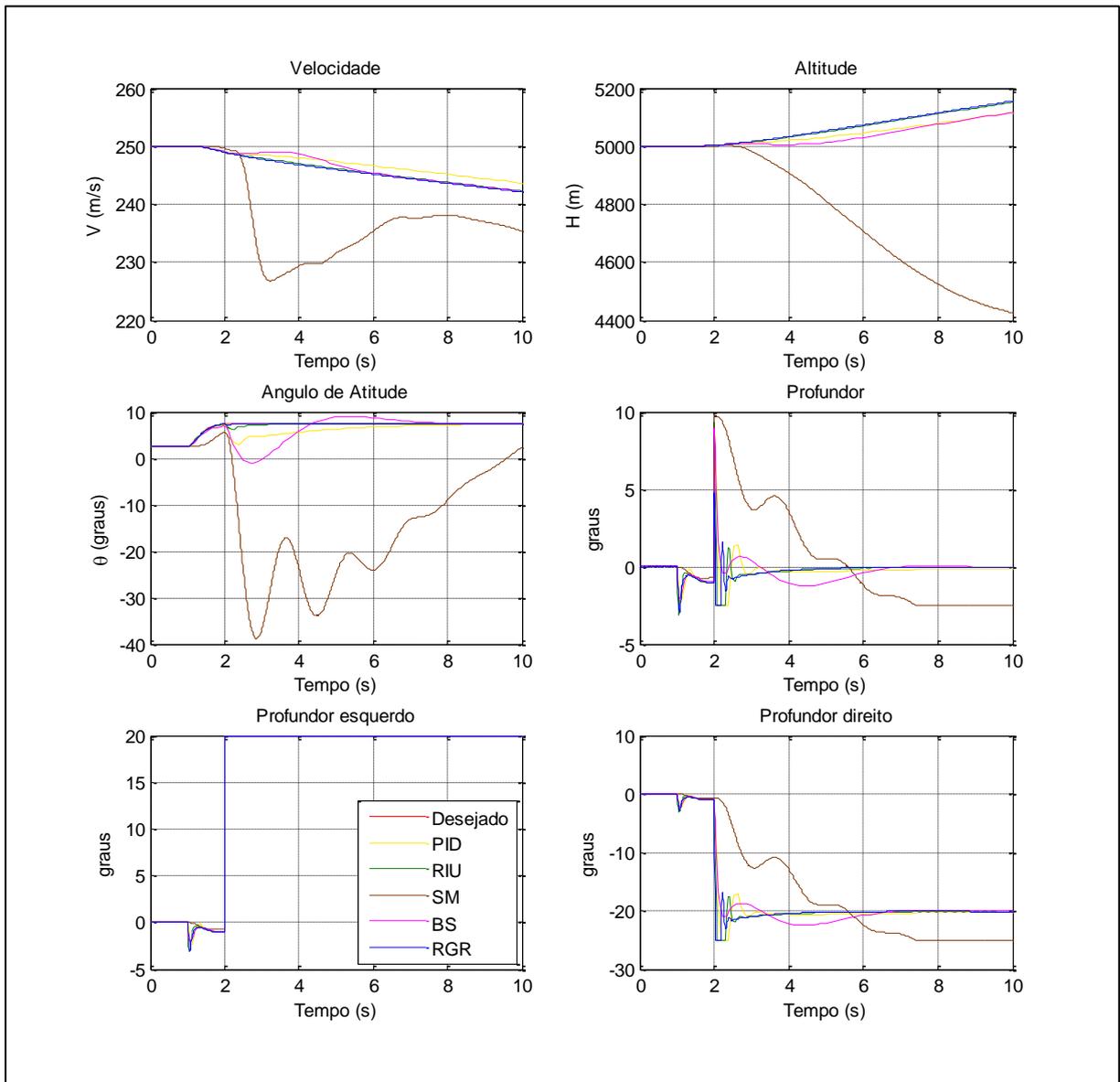


Figura 28 – Controle do ângulo de atitude com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar que este defeito teve impacto significativo na manobra para quase todas as técnicas de controle. A única técnica que não sofreu variações perceptíveis com o defeito, mesmo com o sistema de compensação desligado, foi a Regressão do Grau Relativo. O Regulador Integrativo universal apresentou uma oscilação muito pequena no momento da ocorrência da falha, o *Backstepping* e o PID tiveram variação significativa, mas conseguiram a estabilidade e o *Sliding Mode* apresentou variação que o caracterizam como insatisfatório para este caso. Para o *Sliding Mode*, tal defeito, sem o auxílio do sistema de compensação, seria certamente catastrófico. Para o PID e *Backstepping*, pode-se dizer que este seria possivelmente catastrófico.

A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 29.

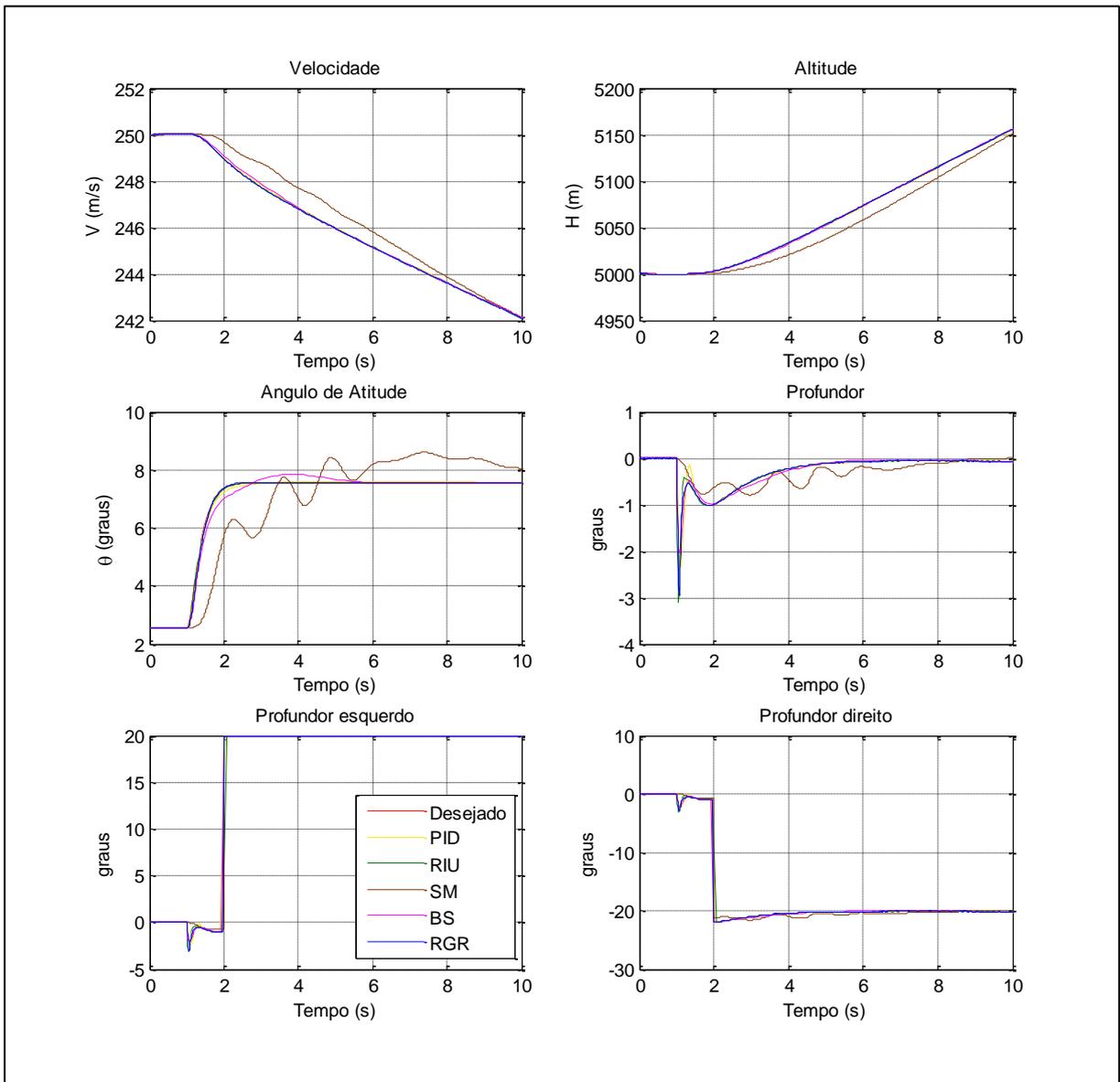


Figura 29 – Controle do ângulo de atitude com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação ligado

Pode-se verificar que, com o sistema de compensação ligado a aeronave quase não percebe a ocorrência da falha, isto é, a resposta do avião é muito semelhante ao caso sem falhas. Mais uma vez, o sistema de compensação de falhas foi muito efetivo.

A Tabela 5.3 traz comparação entre as técnicas e qualificação quanto aos quesitos outrora mencionados. Para relembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.3 – Qualificação das técnicas quanto no controle da ângulo de atitude

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
PID	5	5	5	5	4	5
RIU	5	4	4	4	5	5
SM	2	3	1	2	1	2
BS	4	4	5	5	3	4
RGR	5	4	5	5	5	5

Para o controle desta variável, o *Slidding Mode* é também estritamente menos eficiente que os demais, não apresentando vantagem com relação aos outros em nenhum aspecto, e mesmo sem falhas, não foi capaz de controlar esta variável satisfatoriamente.

## 4.6 Controle de Velocidade e Altitude ( $V$ e $H$ )

Talvez um dos mais difíceis de sintonizar os ganhos e de se obter bons resultados, os controles de velocidade e altitude são extremamente importantes para a aviação e serão constantemente utilizados neste trabalho quando for requerido que a aeronave descreva uma trajetória. Devido ao forte acoplamento que existe entre essas duas variáveis de estado, os controles de velocidade e altitude devem ser realizados simultaneamente, isto é, com duas malhas fechadas separadas, atuando em superfícies de controle distintas. Para quase todas as técnicas, os profundores foram utilizados para o controle da velocidade e a manete para o controle da altitude, salvo na Regressão do Grau Relativo, onde o profundor controlou a altitude e a manete controlou a velocidade, como visto no capítulo 3.

Ainda que seja necessário realizar o controle simultâneo destas variáveis, seguindo a metodologia que vem sendo utilizada, e para facilitar as análises, primeiro será desejado que a aeronave execute um degrau na velocidade e mantenha a altitude constante, em seguida, será desejado que a aeronave execute um degrau na altitude mantendo velocidade constante, reforçando, com ambos controladores de velocidade e altitude ativos.

### 4.6.1 Controle da Velocidade Total ( $V$ )

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), com valor inicial na velocidade de equilíbrio e amplitude de  $10 \text{ m/s}$ , primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. Simultaneamente, é desejado que o controlador de altitude tente ao máximo possível, mantê-la constante. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 30.

Vale lembrar que as técnicas PID e *Sliding Mode* não ofereceram uma controlabilidade mínima aceitável para que fossem incluídas nas análises.

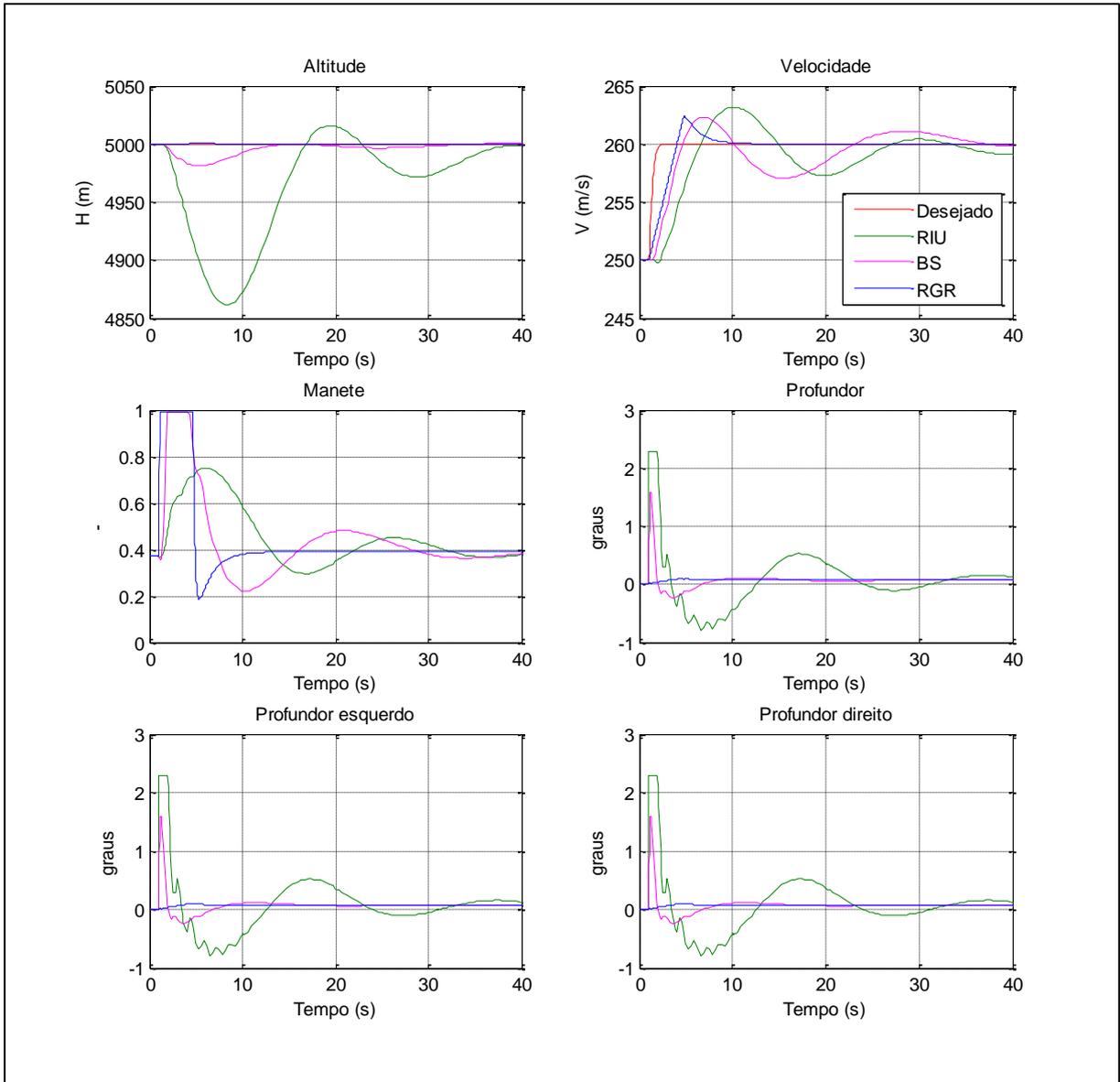


Figura 30 – Controle da velocidade sem falhas.

Na Figura 30, pode-se observar que todas as técnicas foram capazes de controlar a velocidade. A Regressão do Grau Relativo apresentou resultado significativamente melhor que as outras duas, quase não apresentando variação na altitude e tempo de acomodação muito menor. Observando o gráfico da velocidade, poderia ser dito que o *Backstepping* e o Regulador Integrativo Universal tem desempenho semelhante. Entretanto, ao se observar o gráfico da altitude, percebe-se que ao executar a manobra, o *Backstepping* teve uma variação de altitude de aproximadamente 20m, enquanto o RIU apresentou variação de aproximadamente 130m.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com profundor esquerdo travado em 0°. Este defeito será induzido no tempo  $t = 2s$ , e primeiramente, o

sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 31 traz o resultado desta simulação.

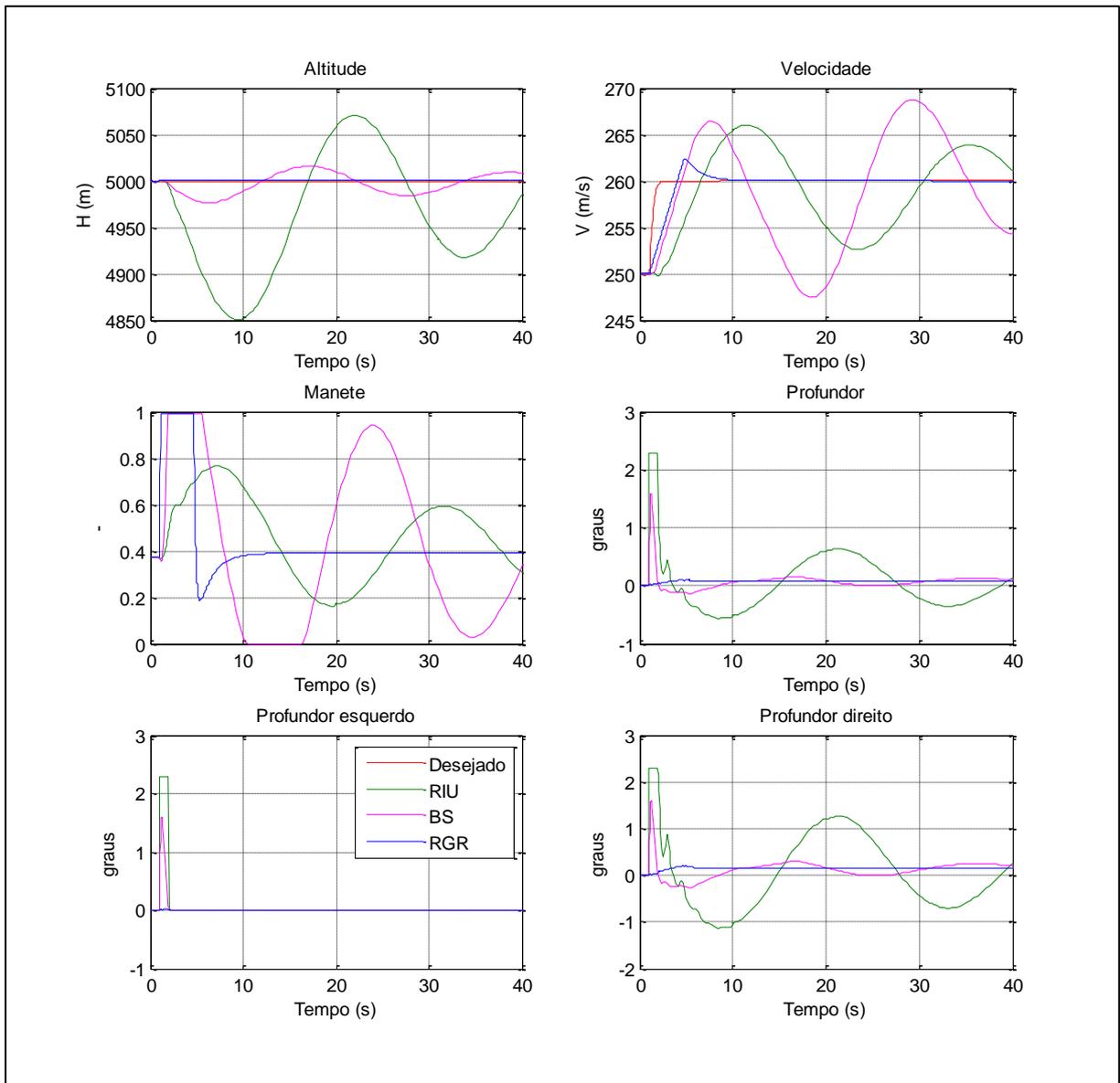


Figura 31 – Controle da velocidade com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Pode-se observar que os controladores Regulador Integrativo Universal e *Backstepping* apresentaram desempenho insatisfatório, enquanto a Regressão do Grau Relativo foi o único que conseguiu por si só compensar tal falha. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser visto na Figura 32.

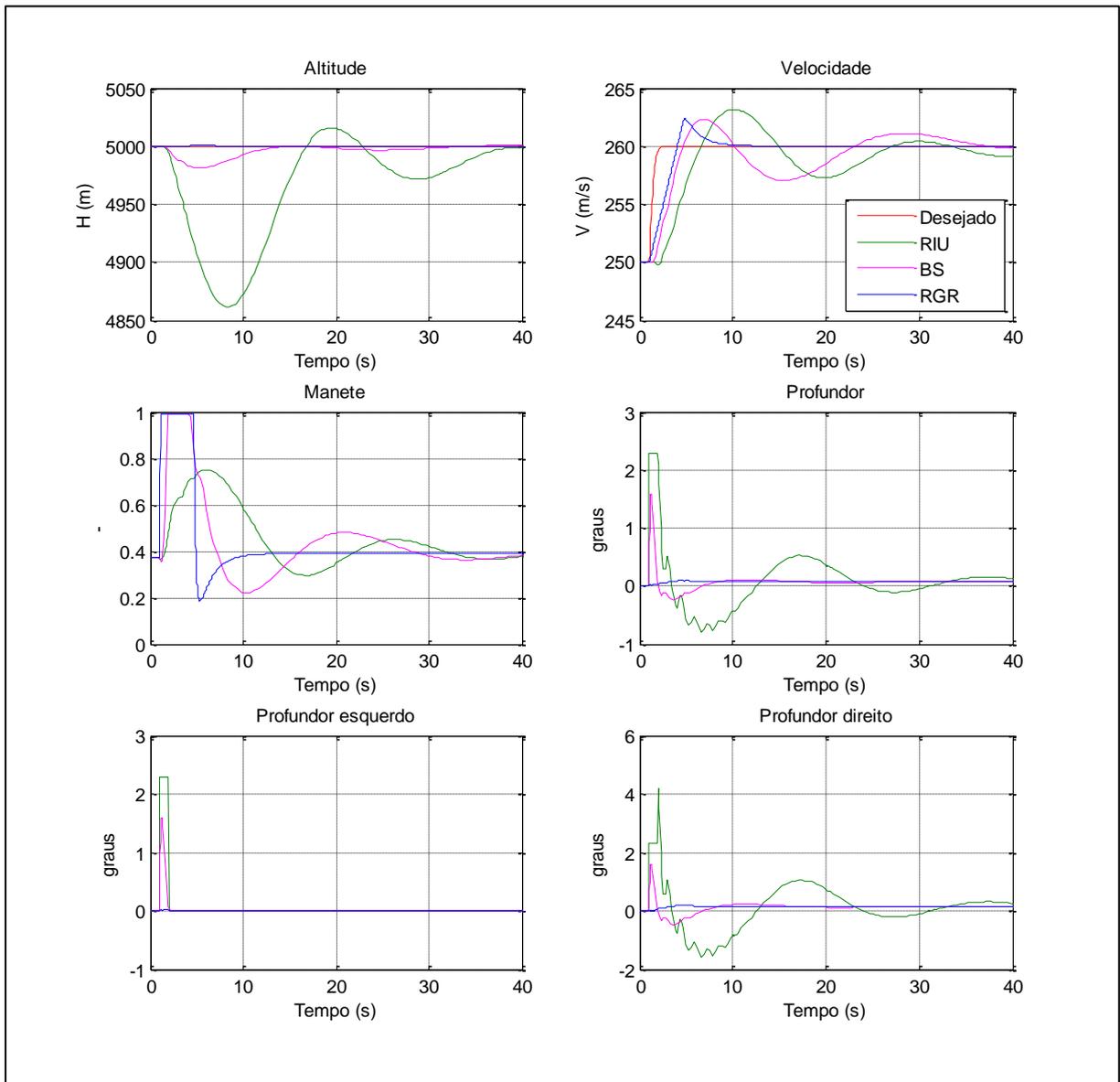


Figura 32 – Controle da velocidade com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 32, observa-se que a reconfiguração do sistema para o caso de falhas compensou de maneira muito satisfatória a falha, isto é, os resultados foram muito parecidos com o caso sem falhas.

Com a finalidade de submeter a uma condição de falha mais rigorosa, será induzido um defeito no profundor esquerdo com deflexão de  $20^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 33.

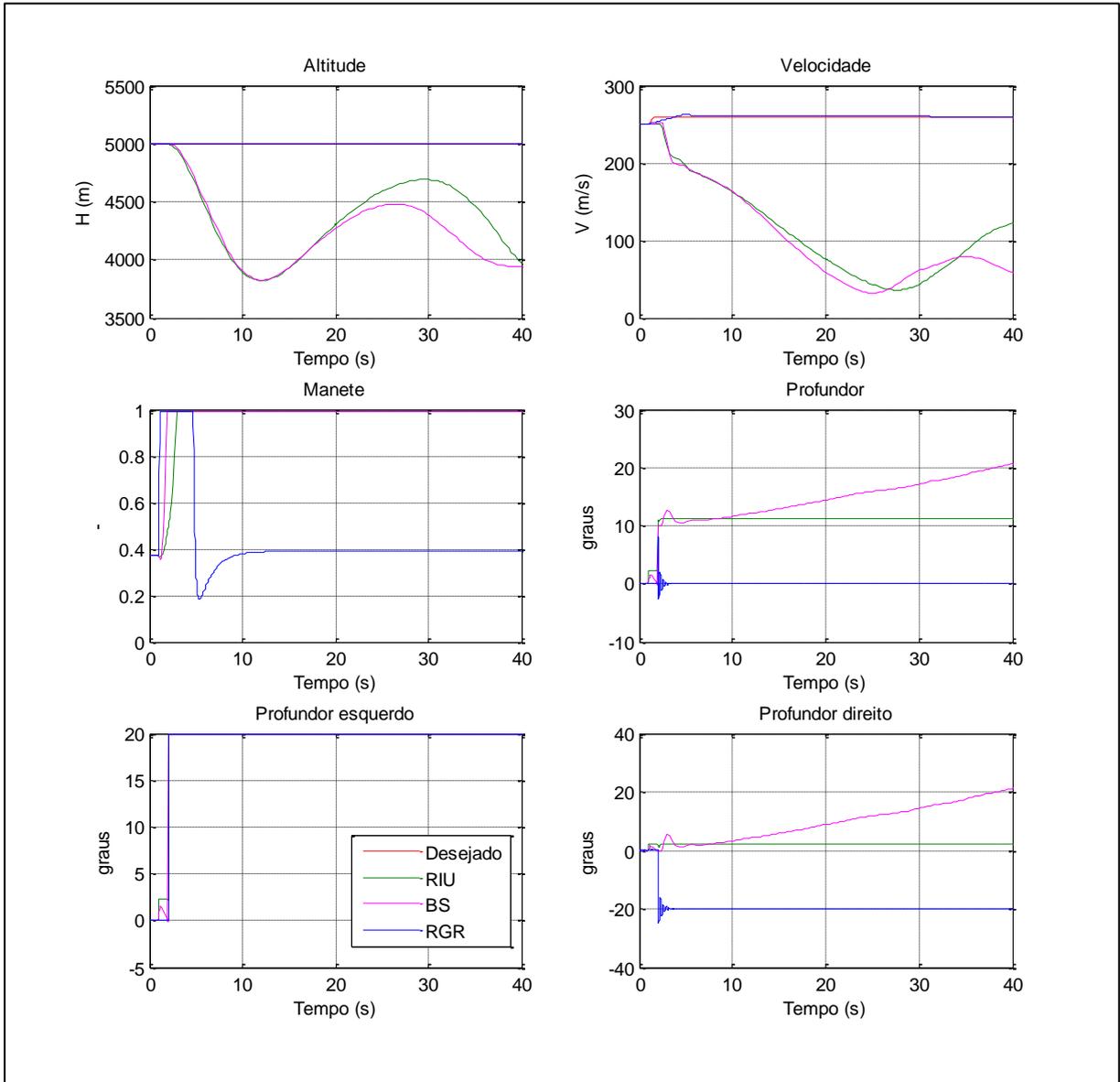


Figura 33 – Controle da velocidade com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar que este defeito sem o sistema de compensação, o controle do RIU ou BS pode ser, e em muitas condições de voo será, catastrófico. A aeronave apresentou variações de mais de  $1000m$  na altitude e de  $200m/s$  na velocidade. Novamente, a única técnica que não sofreu absolutamente nada com o defeito, mesmo com o sistema de compensação desligado, foi a Regressão do Grau Relativo. A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 34.

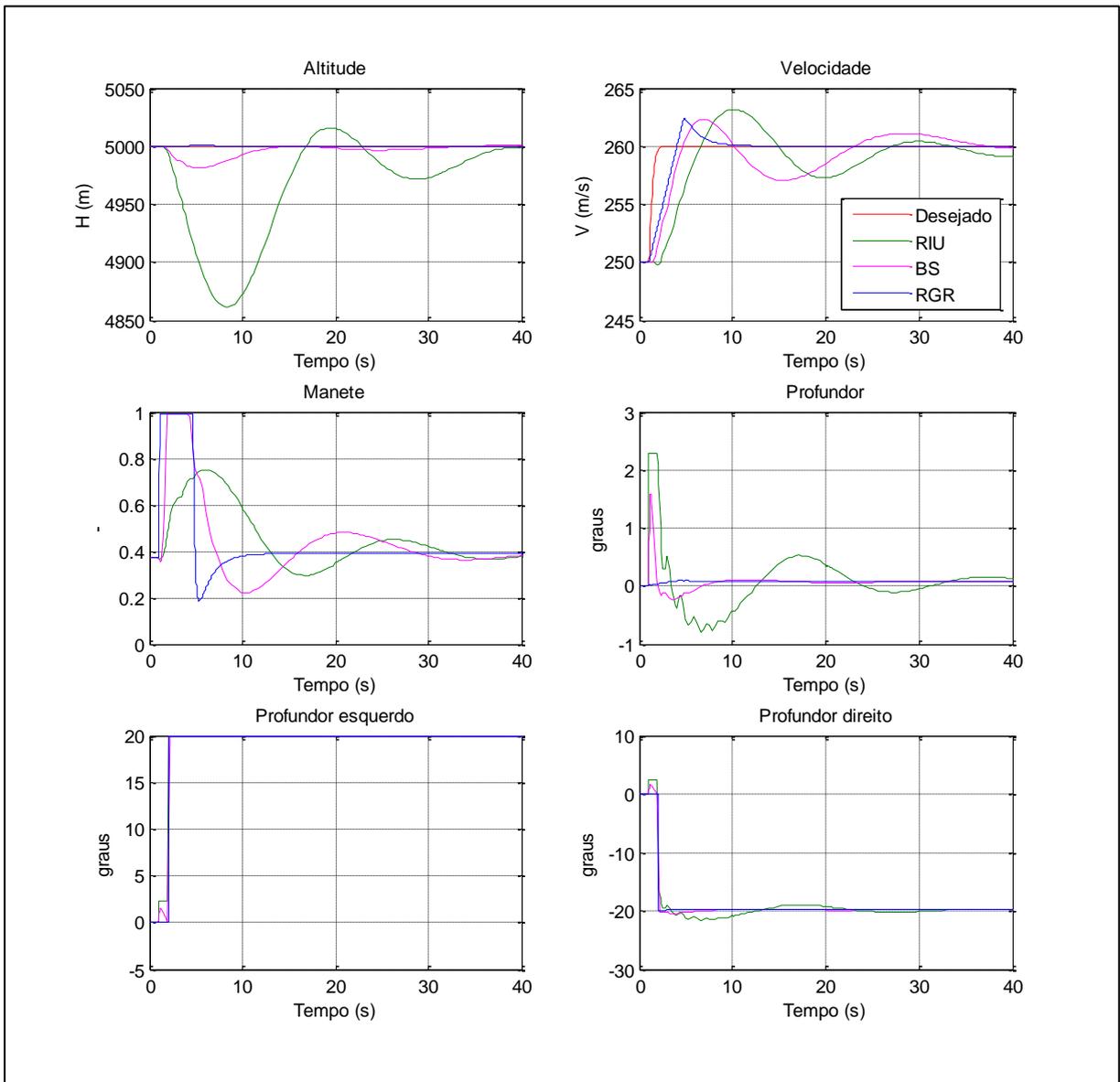


Figura 34 – Controle da velocidade com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação ligado

A Figura 34 mostra que a reconfiguração do sistema de controle para ser tolerante as falhas é muito eficiente. Mesmo com uma falha mais grave, que a princípio seria certamente fatal para o avião, o sistema consegue agir de maneira a compensar totalmente o defeito, fazendo com este seja quase imperceptível.

Analogamente às outras técnicas, a Tabela 5.4 traz a comparação das técnicas. Para relembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.4 – Qualificação das técnicas quanto ao controle da velocidade

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
RIU	3	4	3	4	1	3
BS	4	4	4	5	2	4
RGR	5	4	5	4	5	5

Para o controle desta variável, a Regressão do Grau Relativo foi muito superior as outras duas técnicas, tendo uma única desvantagem com relação ao *Backstepping*, que apresentou um processamento um pouco mais veloz.

A mesma metodologia de análise agora será aplicada quando a manobra desejada é um degrau de altitude.

#### 4.6.2 Controle da Altitude ( $H$ )

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), com valor inicial na altitude de equilíbrio e amplitude de 50 m, primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. Simultaneamente, é desejado que o controlador de velocidade tente ao máximo possível, mantê-la constante. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 35.

Aqui também, assim como no controle de velocidade, vale lembrar que as técnicas PID e *Sliding Mode* não ofereceram uma controlabilidade mínima aceitável para que fossem incluídas nas análises.

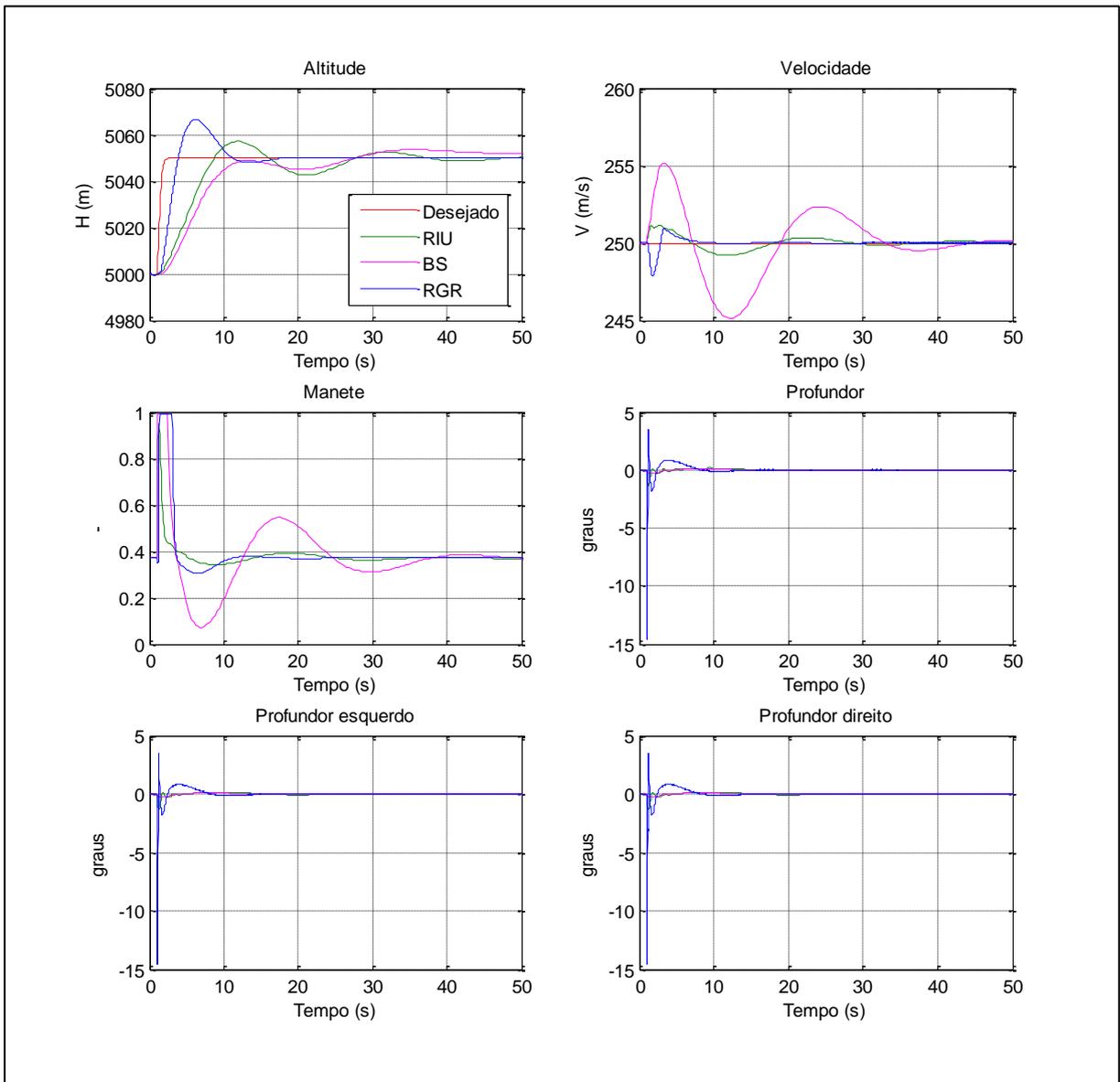


Figura 35 – Controle da altitude sem falhas.

Na Figura 35, pode-se observar que todas as técnicas foram capazes de controlar a altitude. Mais uma vez, a Regressão do Grau Relativo apresentou resultado significativamente melhor que as outras duas, quase não apresentando uma pequena variação na velocidade e tempo de acomodação muito menor. O regulador integrativo universal também apresentou um bom desempenho, com tempo de acomodação aproximadamente igual ao *Backstepping* porém com uma variação de velocidade bem menor.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com profundor esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 2s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 36 traz o resultado desta simulação.

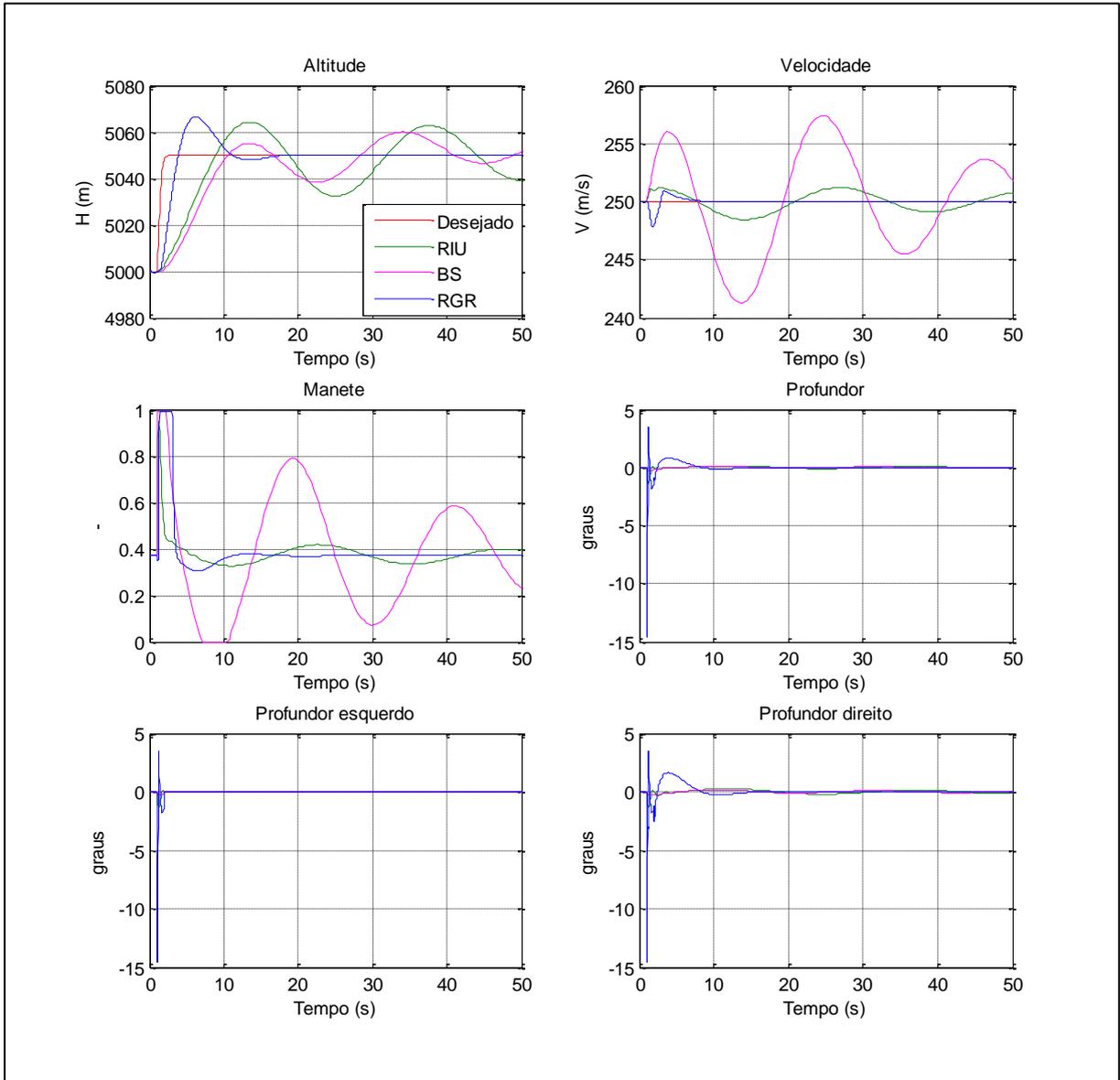


Figura 36 – Controle da altitude com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Pode-se observar que os controladores Regulador Integrativo Universal e *Backstepping* apresentaram desempenho significativamente pior que o caso sem falhas, enquanto a Regressão do Grau Relativo foi o único que conseguiu por si só, mesmo com o sistema de compensação desligado, compensar tal falha. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 37.

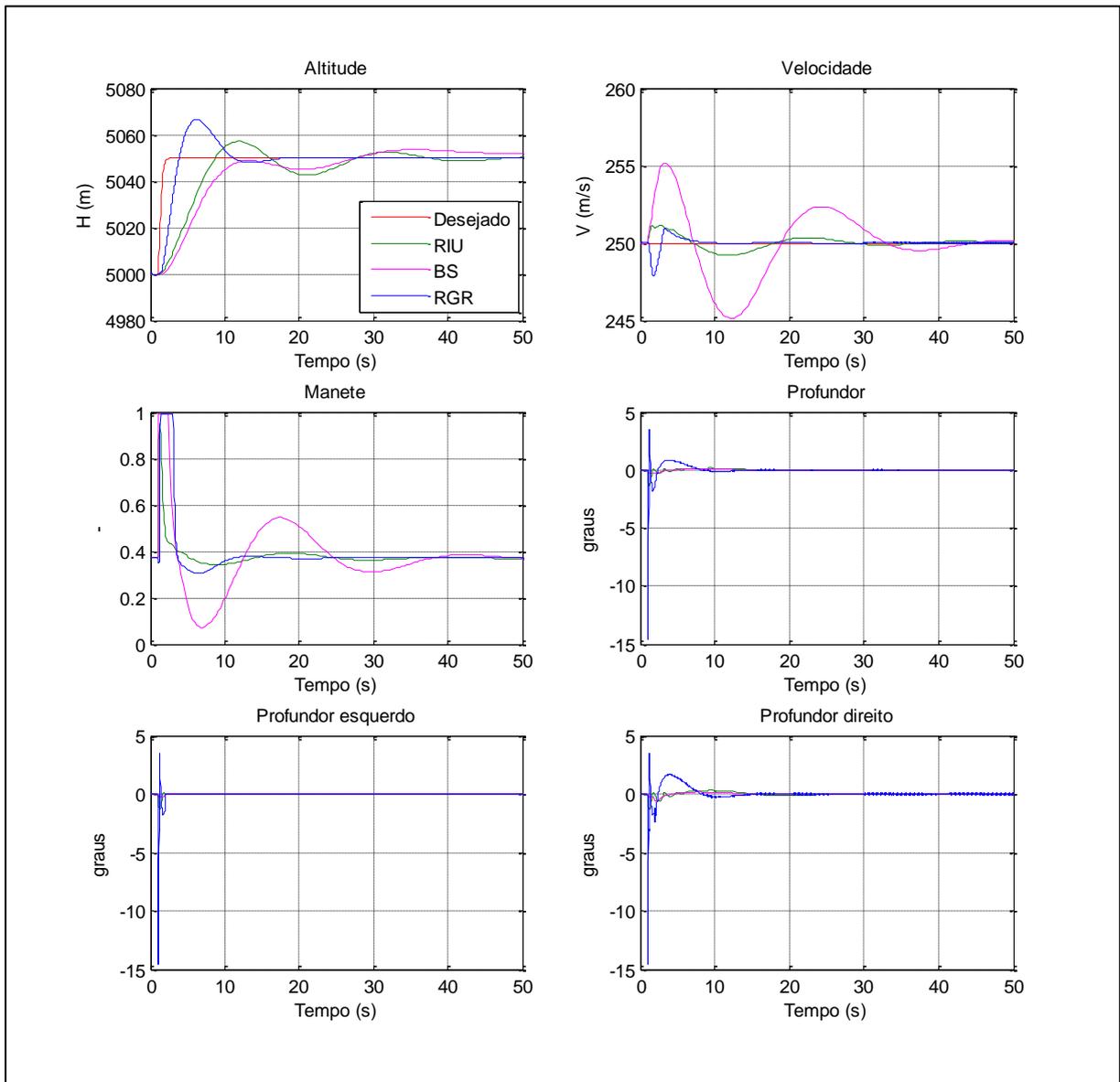


Figura 37 – Controle da altitude com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 37, observa-se que o sistema de compensação atuou apresentando mais uma vez resultado satisfatório. O comportamento da aeronave está idêntico ao caso onde não havia falhas.

Com a finalidade de submeter a uma condição de falha mais rigorosa, será induzido um defeito no profundor esquerdo com deflexão de  $20^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 38.

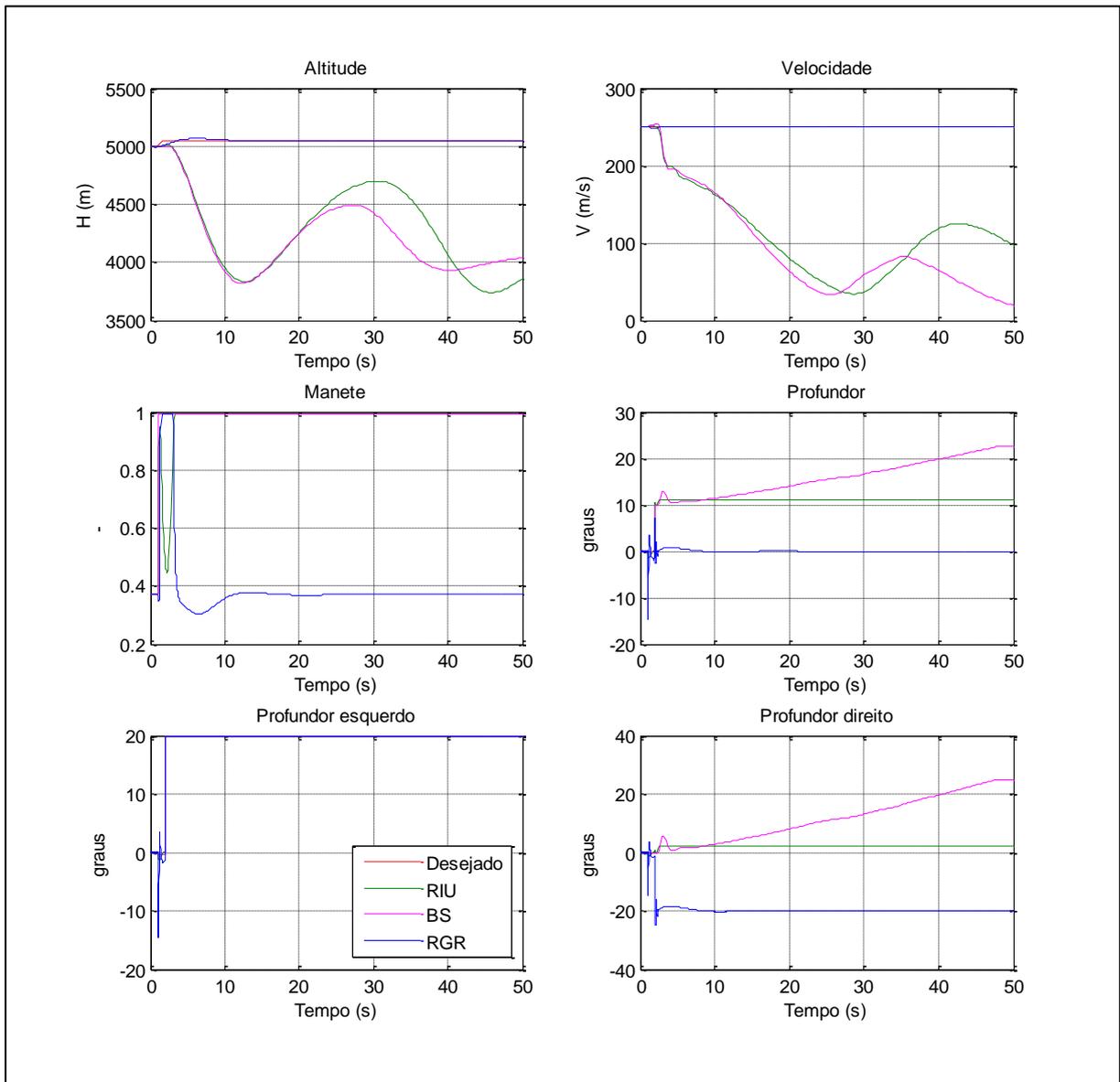


Figura 38 – Controle da altitude com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar que este defeito sem o sistema de compensação, o controle do RIU ou BS pode ser, e provavelmente será, catastrófico. A aeronave apresentou variações de mais de  $1000m$  na altitude e de  $150m/s$  na velocidade. Novamente, a única técnica que foi capaz de corrigir o defeito, mesmo com o sistema de compensação desligado, foi a Regressão do Grau Relativo. A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 39.

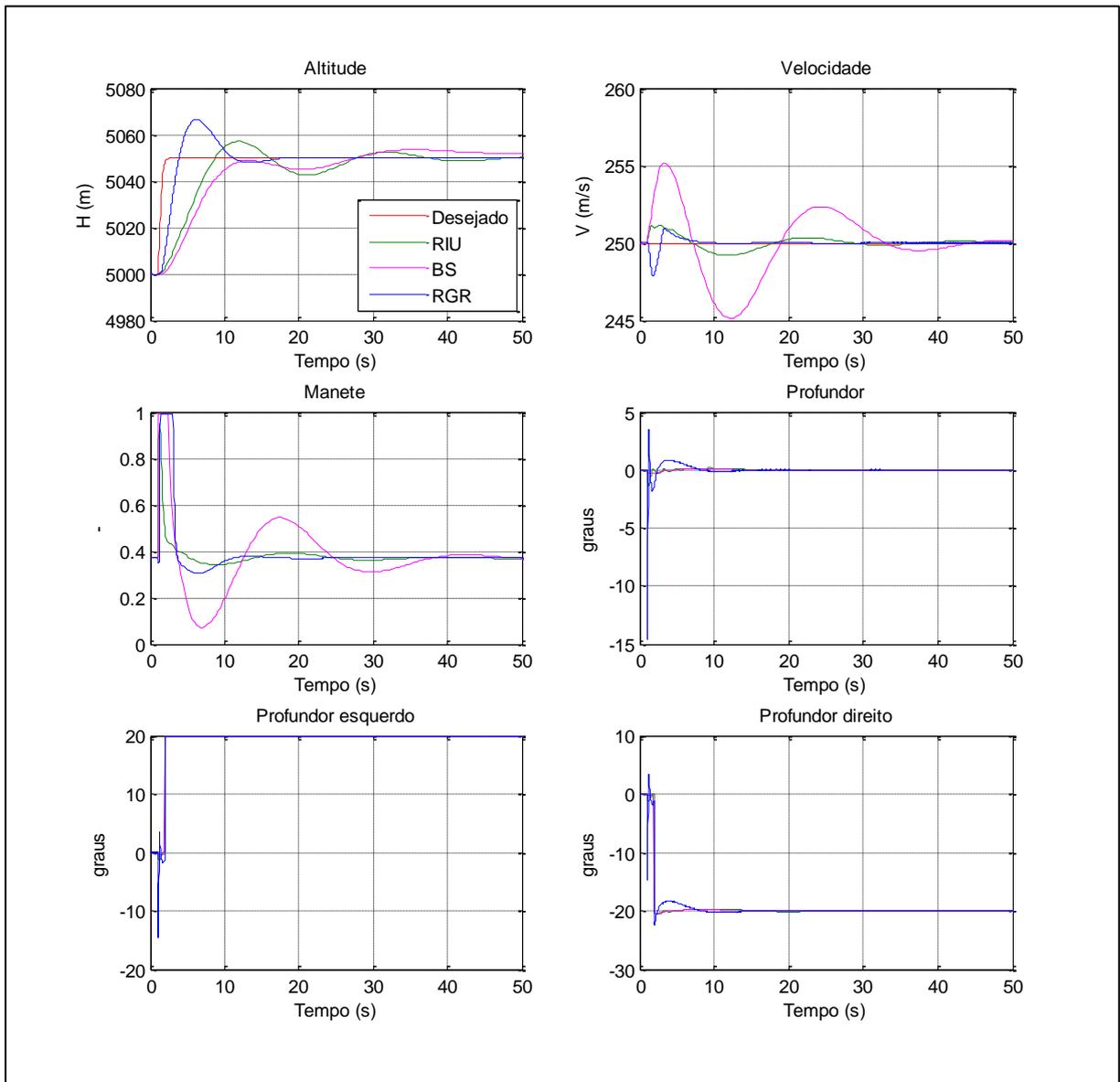


Figura 39 – Controle da altitude com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e sistema de compensação ligado

A Figura 39 mostra que a reconfiguração do sistema de controle para que este seja tolerante a falhas é mais uma vez muito eficiente. Mesmo com uma falha mais rigorosa, que como foi visto, para duas técnicas de controle teria sido fatal para aeronave, o sistema consegue agir de maneira a compensar totalmente o defeito, fazendo com este passe quase que despercebido.

Como já vinha sendo feito, a Tabela 5.5 traz a comparação das técnicas para o controle desta variável. Para lembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.5 – Qualificação das técnicas quanto ao controle da altitude

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
RIU	4	4	3	4	2	4
BS	3	4	4	5	2	3
RGR	5	4	4	4	5	5

Muito semelhante ao controle da velocidade, para o controle desta variável, a Regressão do Grau Relativo foi muito superior as outras duas técnicas, tendo uma única desvantagem com relação ao *Backstepping*, que apresentou um processamento um pouco mais veloz.

#### 4.7 Controle do Ângulo de Rolamento ( $\phi$ )

Assim como no controle de velocidade e altitude, para o controle do ângulo de rolamento será utilizado em paralelo uma outra malha fechada para controlar a velocidade de guinada, utilizando o leme como superfície de controle. Esta malha tem o intuito de minimizar ao máximo possível o movimento de guinada, e conseqüentemente minimizar variações altitude (quando a aeronave executa rolamento). As variações de altitude são provocadas pela variação da componente vertical da sustentação quando a aeronave e pelas variações de velocidade devido aos arrastos gerados pela derrapagem, efeitos estes que este controlador em paralelo tem o intuito de minimizar, utilizando do leme como superfície de controle.

É claro que, ao realizar um rolamento, a aeronave passar a ter um movimento lateral e invariavelmente apresenta uma velocidade de guinada, porém, a ideia deste controlador é minimizar as variações indesejadas de altitude ao executar tal manobra. As expressões dos respectivos controladores podem ser vistas no capítulo 3.

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau, suavizado pela função de transferência mostrada na equação (4.1), no ângulo de rolamento com amplitude de  $30^\circ$ , primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 40.

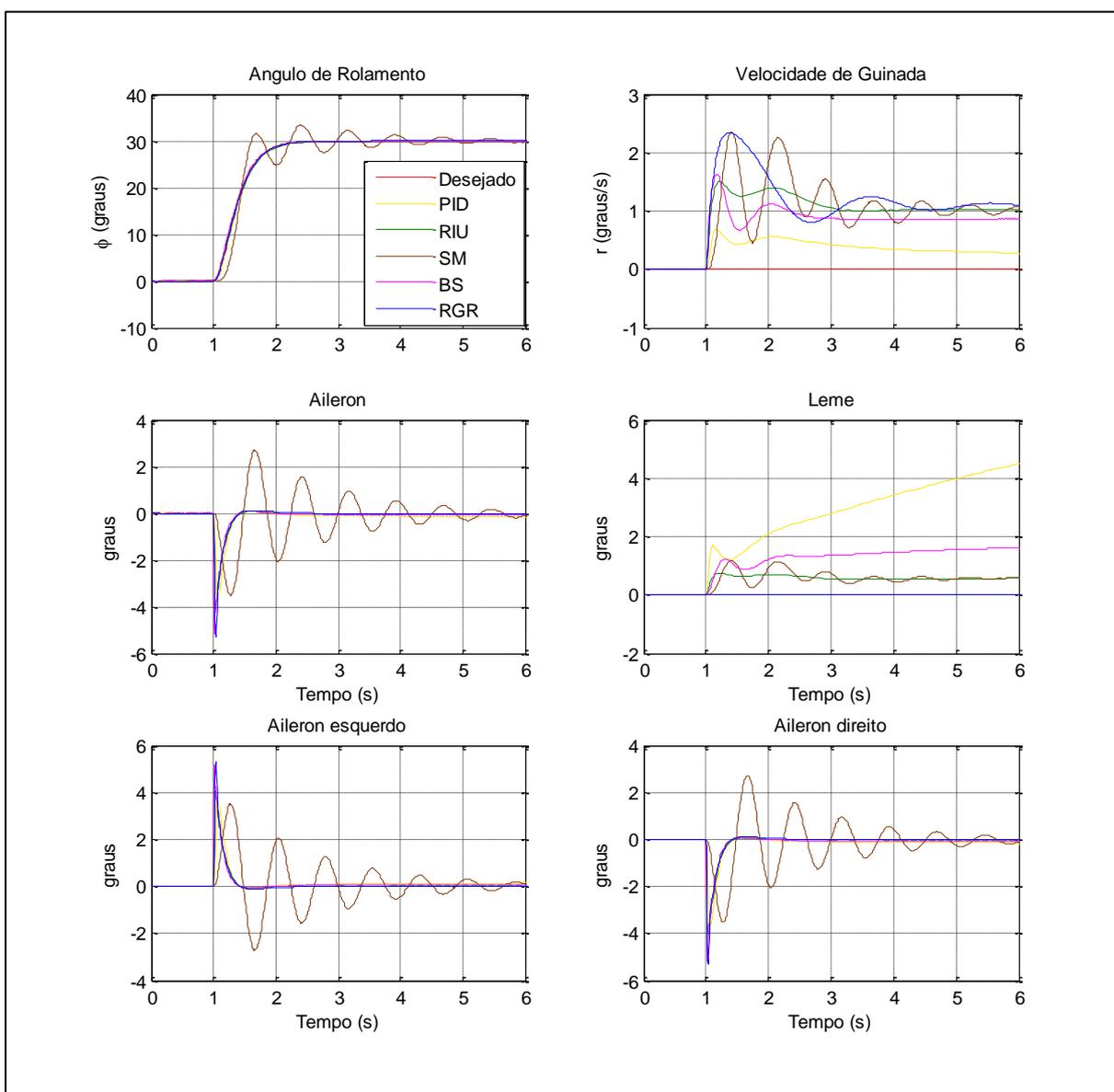


Figura 40 – Controle do ângulo de rolamento sem falhas.

Na Figura 40, pode-se observar que os controladores PID, RIU, RGR e BS tem desempenho muito semelhante. O *Sliding Mode* apresentou certa instabilidade, oscilou em torno do valor desejado e levou mais tempo para estabilizar, se mostrando menos eficiente que os demais. Além disso, pode-se observar que o PID se sobressaiu aos demais controladores por estabilizar em uma velocidade de guinada menor, o que minimiza perda de altitude devido ao rolamento. Observa-se que este efeito foi possível de ser atingido através de maiores deflexões no leme. Porém, baseado em experiências com as implementações e regulagem dos ganhos, acredita-se que muito provavelmente existe conjuntos de ganhos que propiciaria tal rendimento aos outros controladores também, visto que a velocidade de guinada não é uma variável difícil de ser controlada utilizando do leme.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com aileron esquerdo travado em  $0^\circ$ . Desta vez, este defeito será induzido no tempo  $t = 1,0s$ , pois, como pode ser

observado na figura 40, após aproximadamente 1,4s, para esta manobra, os ailerons já não mais apresentam deflexões. Primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 41 traz o resultado desta simulação.

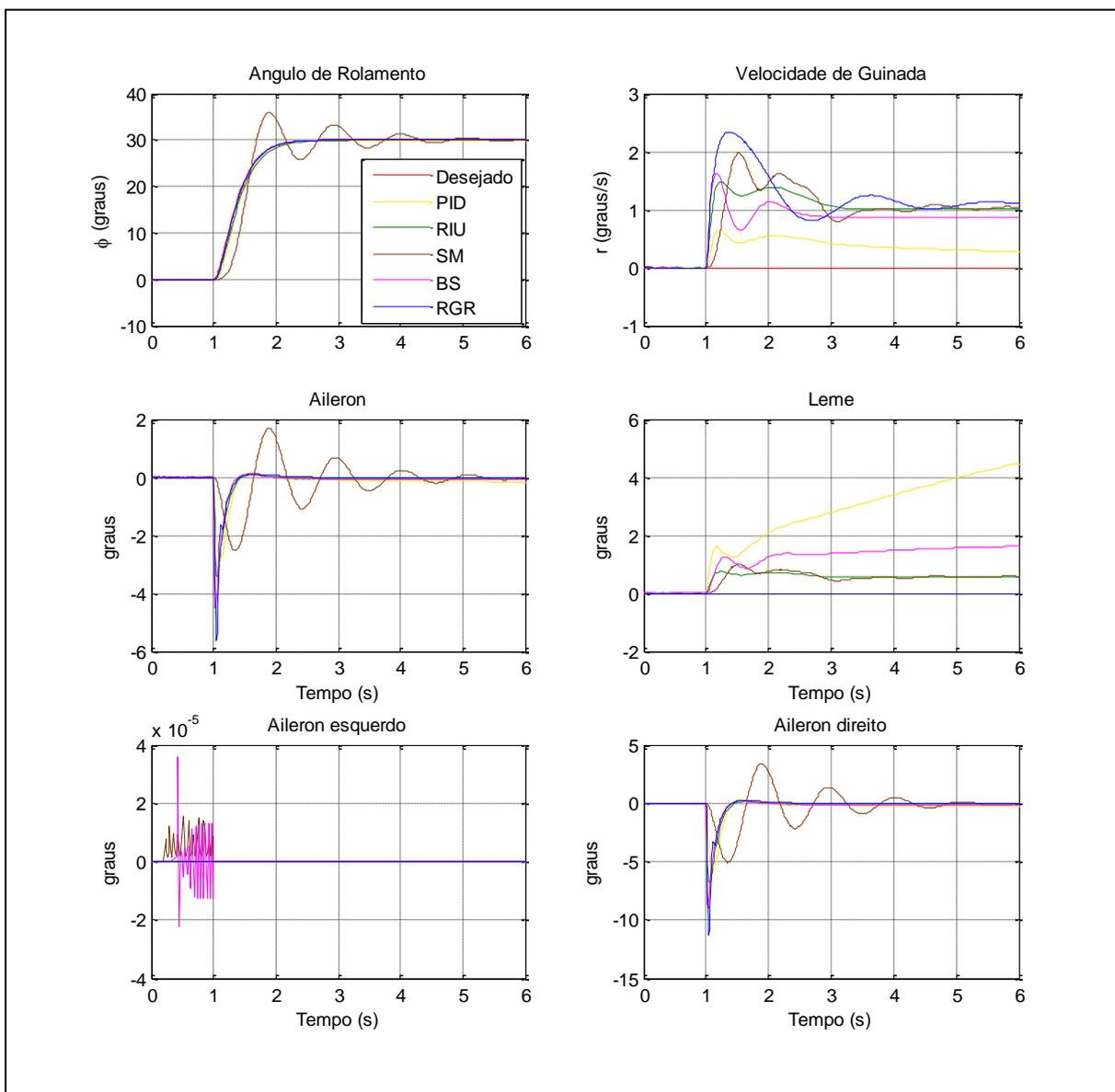


Figura 41 – Controle do ângulo de rolamento com  $\delta_{ae} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Observa-se que mesmo com o sistema de compensação desligado, essa falha tem quase nenhuma influência sobre o comportamento da aeronave. É possível notar uma pequena oscilação devido a problemas numéricos no início das simulações para o aileron esquerdo, que não influencia a simulação. Pode-se observar também que as deflexões de leme tem valores significativos, principalmente para o PID. Esta deflexão tem impacto direto na velocidade de guinada, onde o PID apresenta estabiliza no mais próximo de zero.

Como não foi possível notar diferença entre o comportamento da aeronave com este defeito e sem defeito, não faria sentido realizar a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Com a finalidade de submeter a uma condição de falha mais severa, será induzido um defeito no aileron esquerdo com deflexão de  $30^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 42.

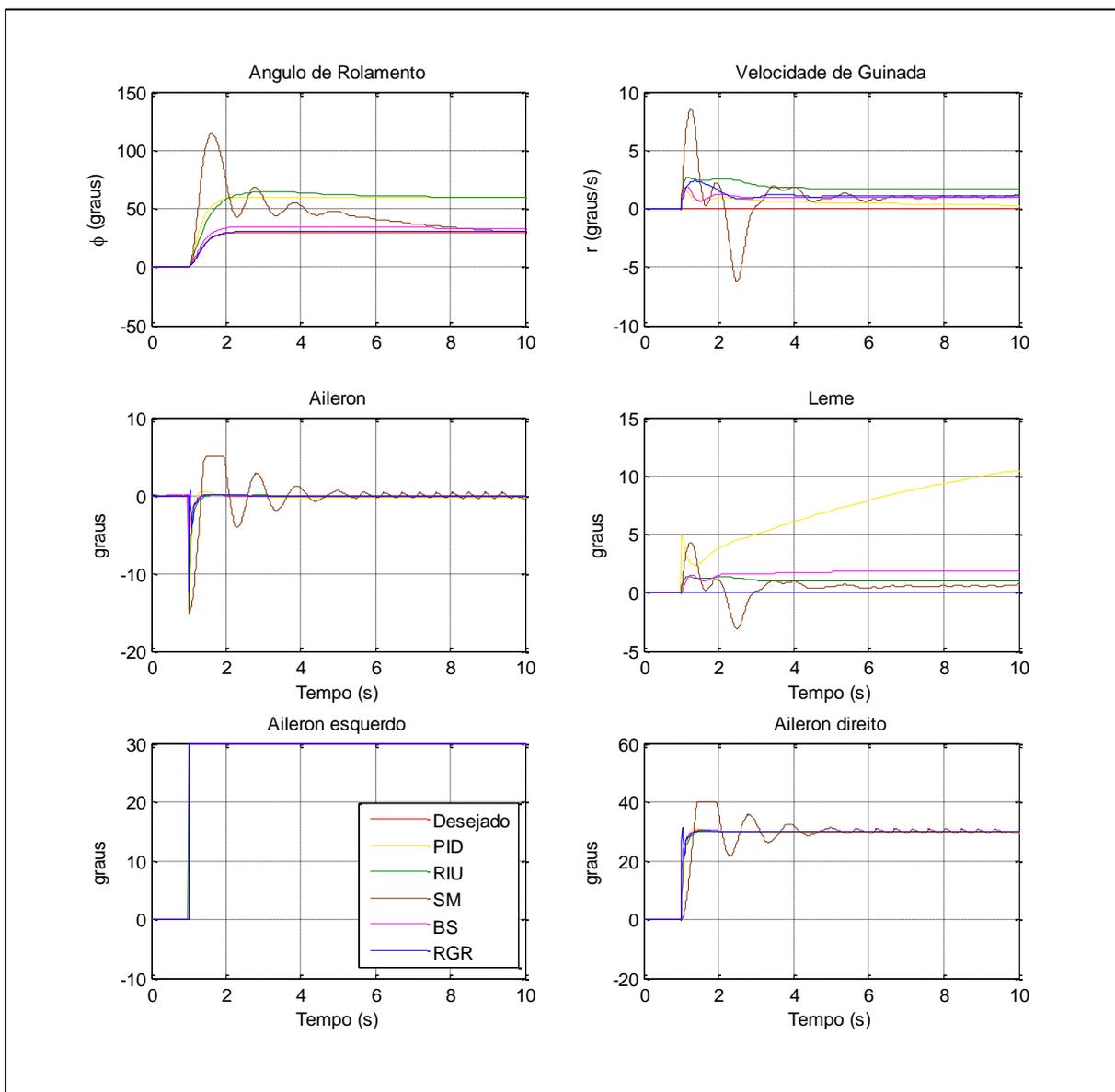


Figura 42 – Controle do ângulo de rolamento com  $\delta_{ae} = 30^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar que este defeito tem impacto significativo na manobra para quase todas as técnicas de controle. O *Backstepping* conseguiu controlar a variável, porém apresentou um pequeno erro em regime permanente. O *Sliding Mode*, embora com overshoot de 300% e muitas oscilações, fez com que o erro convergisse à zero. O PID e o Regulador Integrativo Universal apresentaram 100% de erro em regime permanente. A única técnica que conseguiu

compensar por completo o defeito, mesmo com o sistema de compensação desligado, foi a Regressão do Grau Relativo.

A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 43.

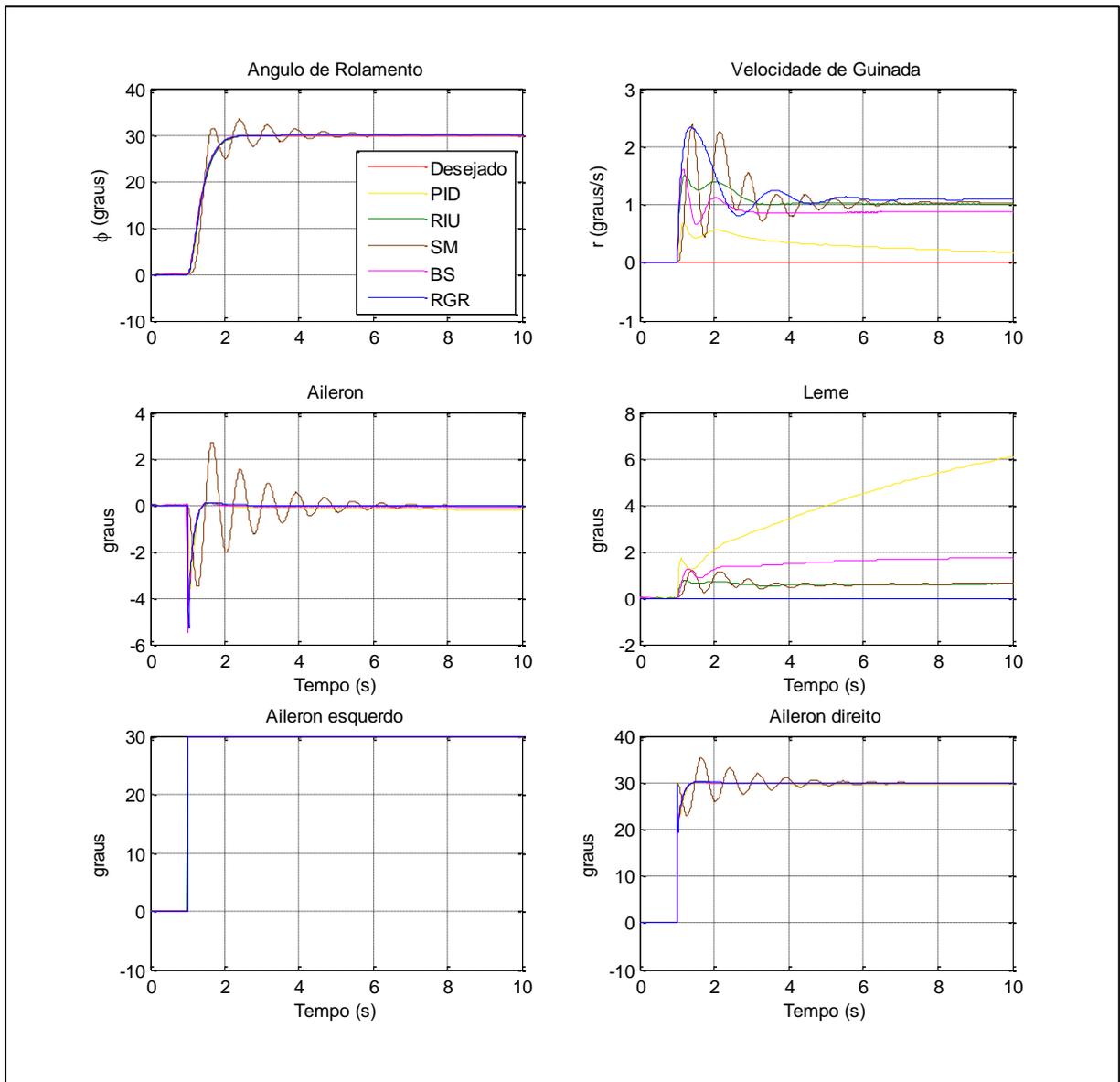


Figura 43 – Controle do ângulo de rolamento com  $\delta_{ae} = 30^\circ$  e sistema de compensação ligado

Pode-se verificar que, com o sistema de compensação ligado a aeronave quase não percebe a ocorrência da falha, isto é, a resposta do avião é muito semelhante ao caso sem falhas. O sistema de compensação de falhas foi muito efetivo.

A Tabela 5.6 traz comparação entre as técnicas e qualificação das mesmas para o controle desta variável de estado. Para relembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim,

2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom, as técnicas serão qualificadas quanto aos quesitos mencionados.

Tabela 5.6 – Qualificação das técnicas quanto no controle da ângulo de rolamento

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
PID	5	5	5	5	1	5
RIU	4	4	4	4	1	4
SM	2	3	1	2	1	2
BS	4	4	5	5	5	4
RGR	4	4	5	5	5	4

No geral, tem-se mais uma vez evidências de que provavelmente a implementação do *Slidding Mode* não tenha sido feita da maneira correta. O *Slidding Mode* é estritamente menos eficiente que os demais, não apresentando vantagem com relação aos outros em nenhum aspecto.

## 4.8 Controle do Ângulo de Guinada ( $\psi$ )

Assim como um motorista dirige um automóvel, não muito diferente de outros veículos, uma maneira de se controlar a trajetória é controlada a direção a qual o automóvel segue, dada uma velocidade. Seguindo esta lógica, mais a frente, o controle do ângulo de guinada será utilizado para que a aeronave descreva uma determinada trajetória, mantendo velocidade e altitude constantes.

Para o controle do ângulo de guinada, foi utilizado o aileron como superfície primária de controle, conforme mostrado no capítulo 3. Embora o mais usual e convencional é utilizar o leme para tal controle, tal utilização não só mostra uma alternativa diferente para controlar esta variável como também vai permitir mais um tipo de teste de indução de defeitos, já que estão sendo inseridos defeitos no aileron e profundor.

A maneira com que este controle funciona é relativamente simples. Sob deflexão dos ailerons, a aeronave executa movimento de rolamento e, ao fazê-lo, a força de sustentação passa a ter uma componente horizontal, o que muda a direção da aeronave, isto é, altera o ângulo de guinada. Vale reforçar mais uma vez, conforme feito no Capítulo 3, que este controlador em particular, apresentou um problema quando grandes variações de ângulo de guinada eram desejadas. Nestes casos, a aeronave executava um rolamento maior que  $90^\circ$ , fazendo com que o controle fosse totalmente perdido. Para solucionar este problema, em paralelo com este controlador, manteve-se ativo, funcionando de maneira condicional, o controle de ângulo de rolamento e, através da utilização de um “*dead-zone*”, este atua

somente quando ângulo de rolamento máximo for atingido, que para o seguimento de trajetórias, foi estipulado em  $70^\circ$ .

Ainda, análogo ao caso anterior, para o controle do ângulo de guinada será utilizado em paralelo uma outra malha fechada para controlar a velocidade de guinada, utilizando o leme como superfície de controle. Novamente, a ideia deste controlador é minimizar as variações indesejadas de altitude quando movimentos de rolamento são executados.

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau de ângulo de guinada, suavizado pela uma função de transferência mostrada na equação (4.1), com amplitude de  $20^\circ$ , primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 44. Vale lembrar aqui que na tentativa de se controlar o ângulo de guinada utilizando o controlador PID não foram obtidos bons resultados, nem mesmo para inclusão nas análises que virão a seguir.

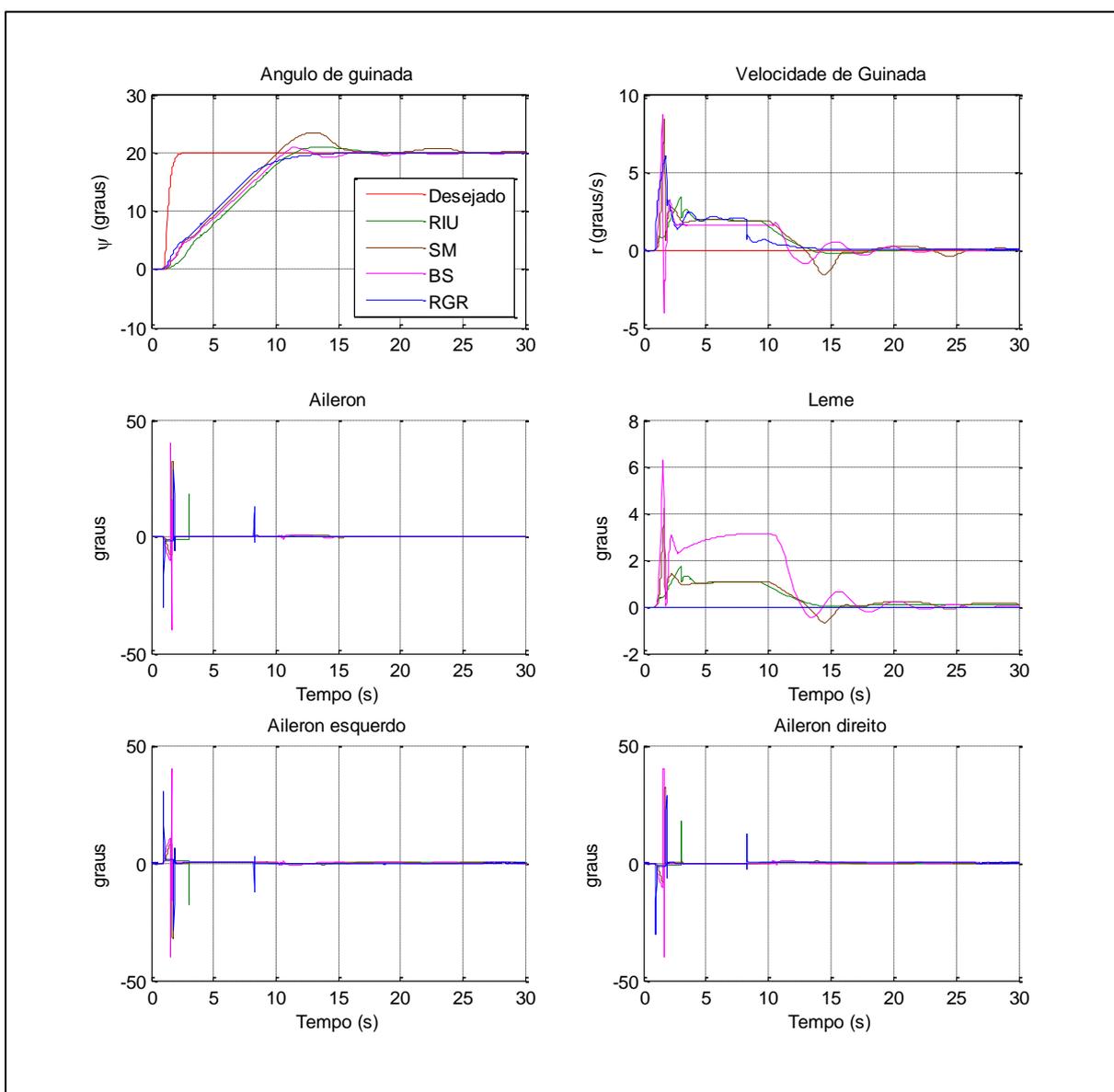


Figura 44 – Controle do ângulo de guinada sem falhas.

Na Figura 44, pode-se observar que todos os controladores apresentam desempenho semelhante. O *Sliding Mode* apresentou um sobressinal um pouco maior do que os demais e uma pequena oscilação, mas ainda com desempenho satisfatório. O *Backstepping* apresentou também pequenas oscilações.

É muito importante observar que os comandos de aileron parecem apresentar movimentos que se assemelham a impulsos. Estes apresentam taxas de deflexões muito elevadas (cerca de  $1200^\circ/\text{s}$ ), o que distancia um pouco as simulações da realidade, uma vez que, por mais rápido que sejam os comandos, estas superfícies de controle tem uma inércia e não são capazes de efetuar movimentos assim tão rápidos. Durante a implementação do sistema como um todo, houve tentativa da inserção do modelo de atuadores para as superfícies de controle, porém estes apresentaram erros, oscilações e inconsistências que faziam que as simulações fossem demoradas o suficiente pra inviabilizar este trabalho, cujo foco é verificar o

funcionamento dos controladores propostos e a reconfiguração para que estes controladores sejam tolerantes a falhas. Assim, uma possível melhoria é a solução deste problema por um meio diferente de modelar os atuadores. Enfim, os motivos pelos quais os comandos tem estes perfis são a dinâmica da aeronave e sua resposta com relação a variação deste comando, o que envolve a capacidade da aeronave de realizar movimentos de rolamento, inércia, grau relativo entre o ângulo de guinada e o controlador, etc. Assim, pode-se dizer certamente que a aeronave seria capaz de executar manobras muito próximas daqui realizadas, e que as técnicas aplicadas também seriam capaz de controlar a aeronave, muito provavelmente sendo necessário apenas uma configuração diferente dos ganhos.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com aileron esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 1s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 45 traz o resultado desta simulação.

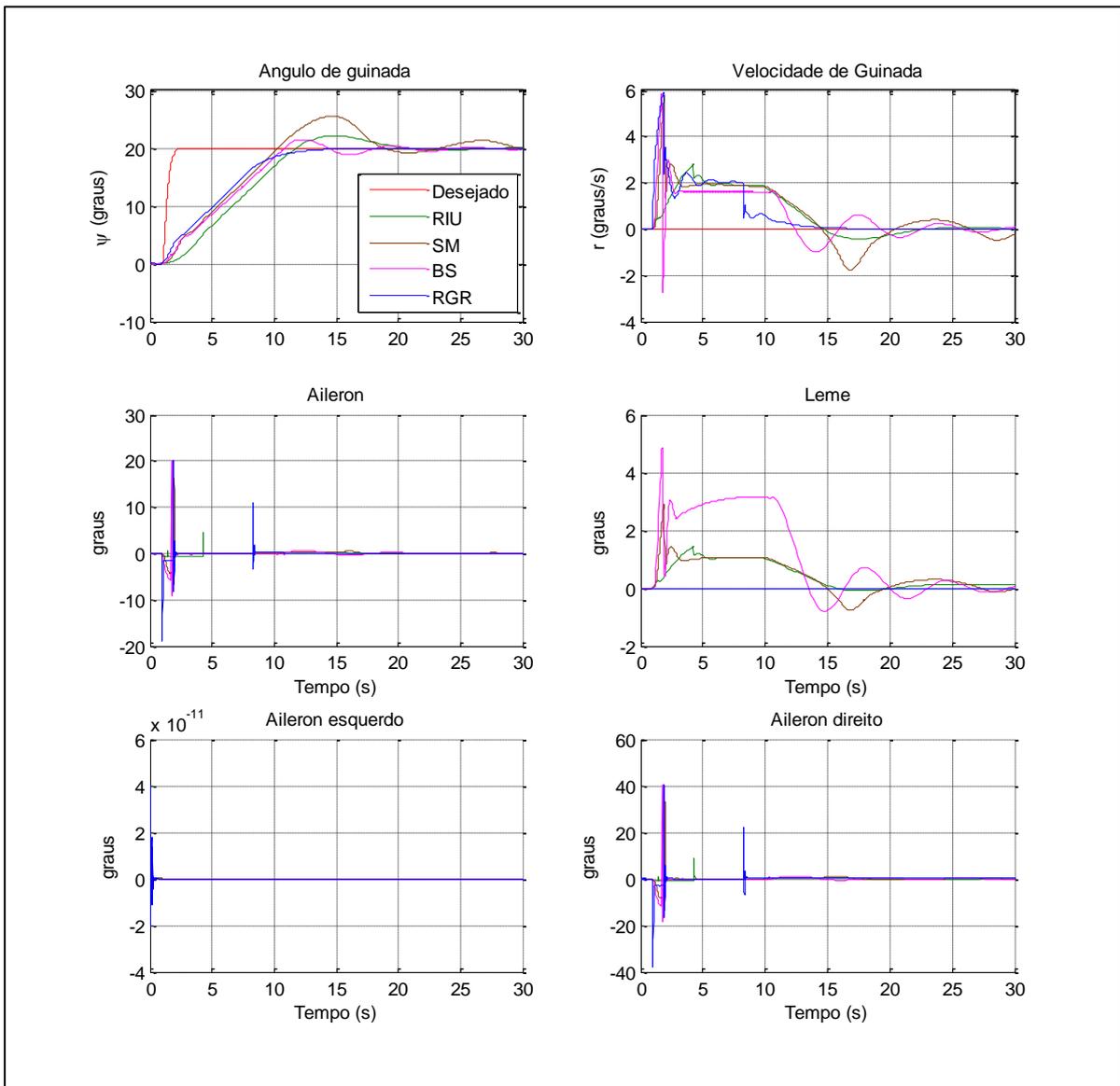


Figura 45 – Controle do ângulo de guinada com  $\delta_{ae} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Observa-se que com o sistema de compensação desligado, essa falha tem influência sobre o comportamento da aeronave, porém não o suficiente para que o controle seja perdido. É possível notar que aquelas técnicas que apresentavam sobressinal e oscilação agora também apresentaram, porém, com amplitudes ligeiramente maiores. Em seguida, foi realizada a mesma simulação com o sistema de compensação ligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 46.

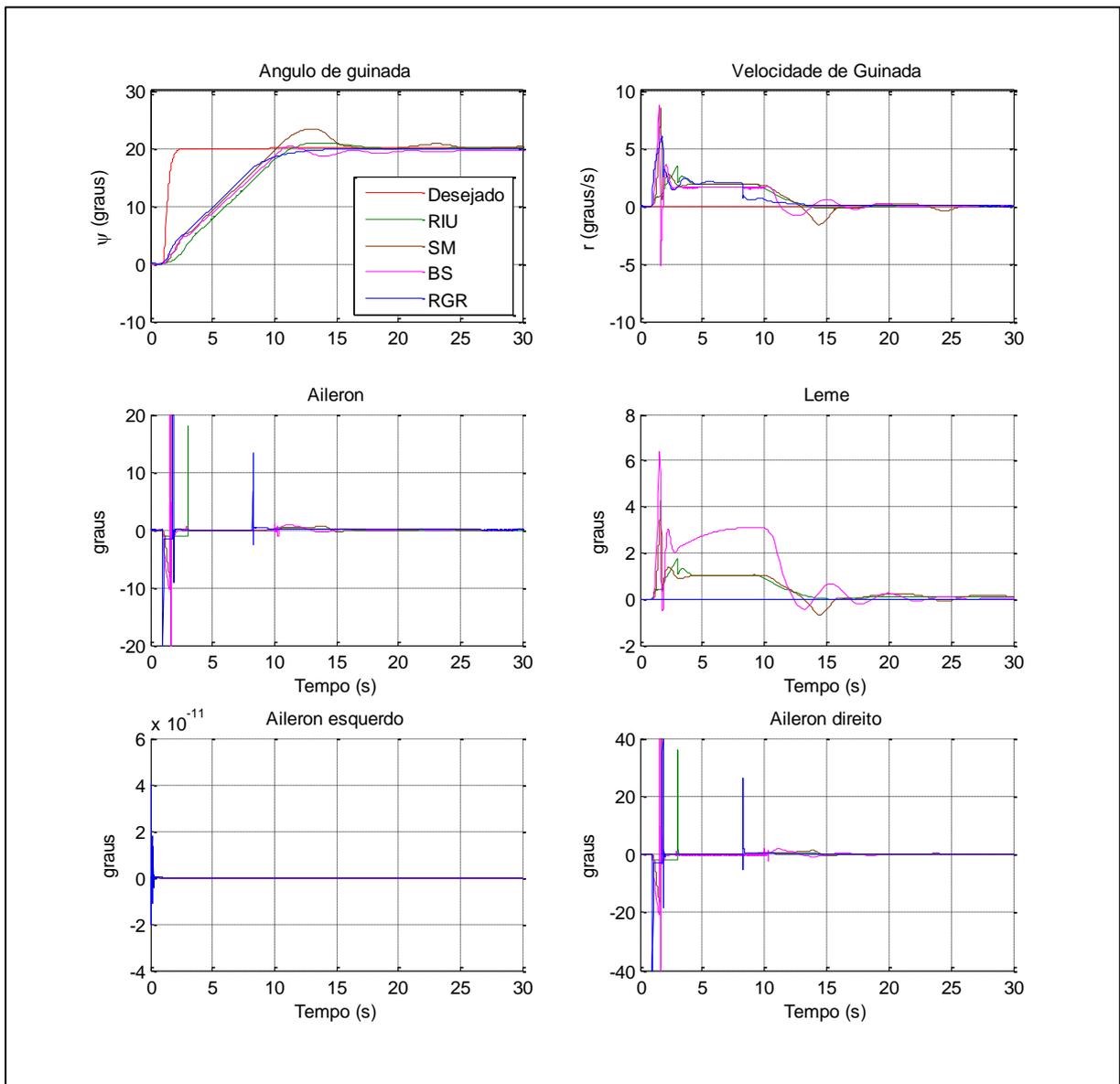


Figura 46 – Controle do ângulo de guinada com  $\delta_{ae} = 0^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 46, pode-se perceber que o comportamento da aeronave é muito semelhante, se não igual, ao caso sem falhas. Isso mostra que o sistema reconfigurado para o caso de falhas conseguiu compensar totalmente a falha no aileron esquerdo atuando no aileron direito.

Agora, será induzido um defeito no aileron esquerdo com deflexão de  $30^\circ$ , primeiramente com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 47.

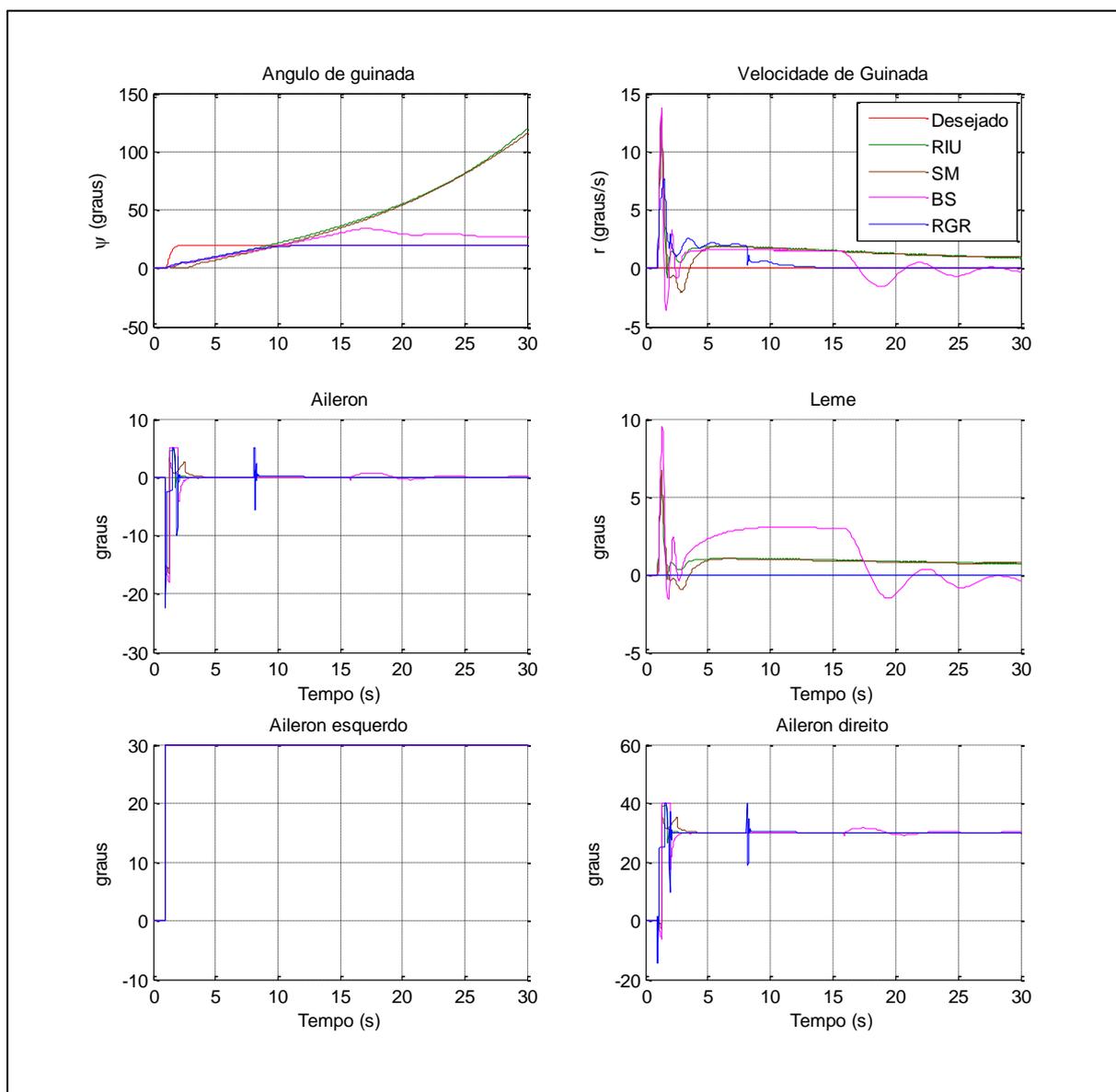


Figura 47 – Controle do ângulo de guinada com  $\delta_{ae} = 30^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar na Figura 47 que este defeito tem impacto significativo na manobra para as técnicas *Sliding Mode* e Regulador Integrativo Universal, onde a aeronave perdeu totalmente o controle. Já o *Backstepping*, embora com desempenho consideravelmente pior que o caso sem defeitos, conseguiu manter a aeronave sob controle. A única técnica que parece não ter sido afetada, mesmo com o sistema de compensação desligado, foi a Regressão do Grau Relativo.

A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 48.

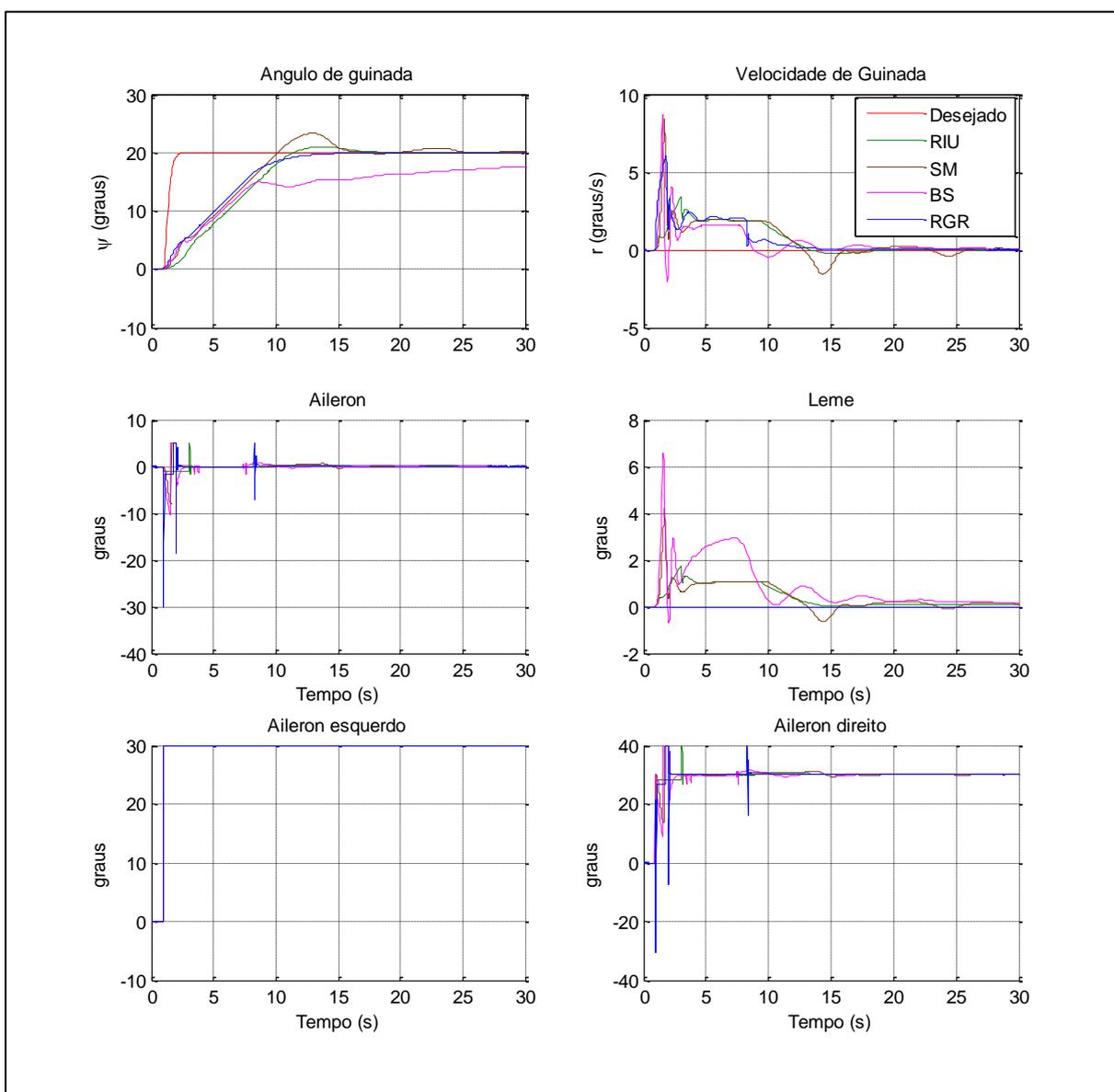


Figura 48 – Controle do ângulo de guinada com  $\delta_{ae} = 30^\circ$  e sistema de compensação ligado

Pode-se verificar que, para quase todas as técnicas, com o sistema de compensação ligado a aeronave quase não percebe a ocorrência da falha, isto é, a resposta do avião é muito semelhante ao caso sem falhas. Já o controlador *Backstepping*, apresentou comportamento significativamente pior que os demais, e também pior que o caso sem falhas, não conseguindo ter desempenho satisfatório nem mesmo com o sistema de compensação ligado.

A Tabela 5.8 traz a qualificação e comparação entre as técnicas no controle do ângulo de guinada. Para relembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom.

Tabela 5.8 – Qualificação das técnicas quanto no controle da ângulo de guinada

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
RIU	5	4	4	4	1	5
SM	3	3	1	1	1	3
BS	4	4	5	5	3	1
RGR	5	4	5	4	5	5

Mais uma vez, o *Slidding Mode* foi estritamente menos eficiente que os demais, em geral não apresentou resultados satisfatórios, não apresentando vantagem com relação aos outros em nenhum aspecto, reforçando novamente a hipótese de uma implementação equivocada ou inapropriada desta técnica de controle.

A seguir será aplicada a mesma metodologia ao controle da posição lateral.

#### 4.9 Controle da Posição Lateral (Y)

Para estas simulações, foi desejado que a aeronave executasse um degrau na posição lateral, suavizado pela uma função de transferência mostrada na equação (4.1), com amplitude de 20m, primeiramente, com a finalidade de verificar a capacidade das diferentes técnicas em controlar esta variável. O resultado desta simulação pode ser visto na Figura 49. A única técnica que alcançou desempenho satisfatório em controle da posição lateral foi a Regressão do Grau Relativo. Embora tenha sido especificado os ganhos para o Regulador Integrativo Universal para controlar esta variável no item 4.2.7, este apresentou comportamento instável, variando muito com a manobra desejada e saindo do padrão mínimo aceitável para que houvesse comparação com um controle satisfatório.

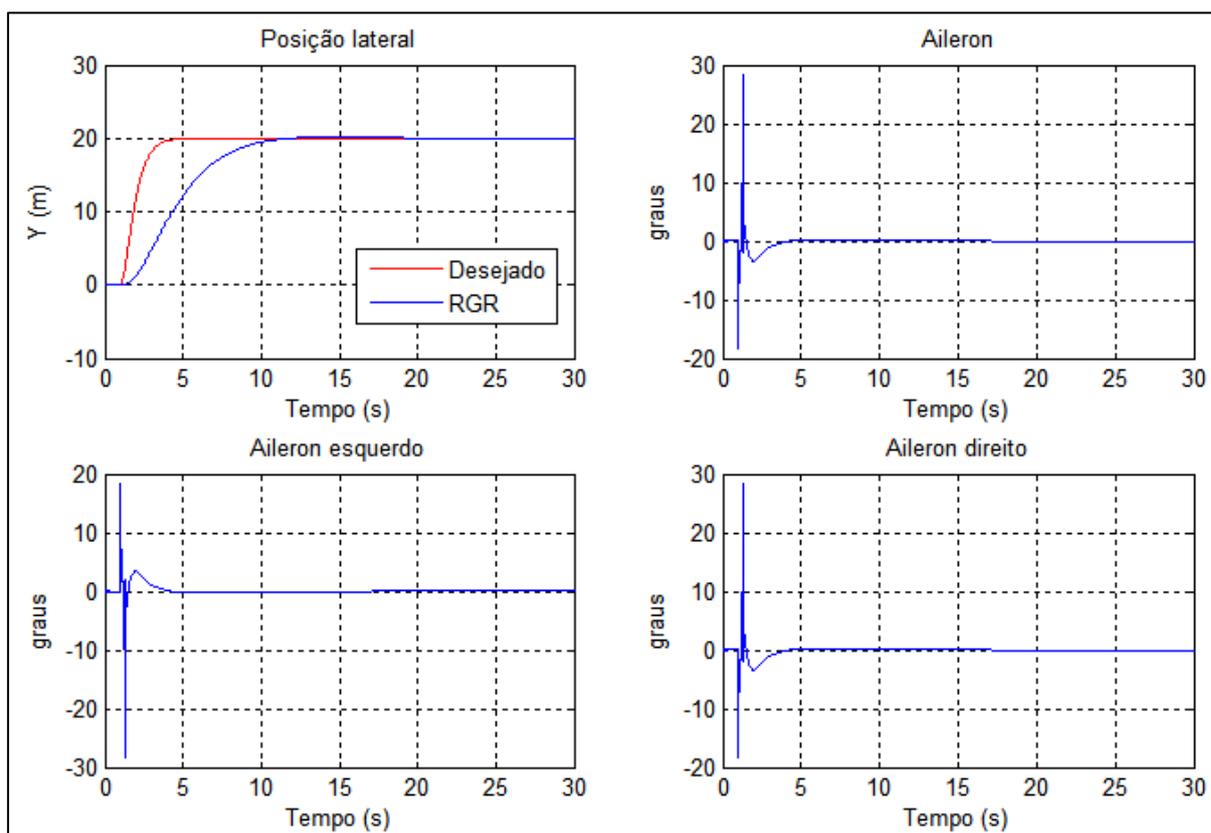


Figura 49 – Controle da posição lateral sem falhas.

Na Figura 49, pode-se observar que o RGR apresentou desempenho muito satisfatório em controlar esta variável de estado. Nota-se ainda que os ailerons apresentaram um comportamento oscilatório. Isto é consequência da dinâmica da aeronave e metodologia do controlador, onde, ao regredir o grau relativo até o ângulo de rolamento (controlador da posição lateral envia comandos de ângulo de guinada, que por sua vez envia comandos de ângulo de rolamento, como visto no Capítulo 3), este acaba demandando que a aeronave execute manobras rápidas de rolamento, o que faz com que os comandos de aileron também sejam impulsivos e oscilatórios. Uma outra possibilidade é que estes comandos impulsivos e oscilatórios podem ser indícios de ganhos superdimensionados e tendência do sistema a instabilidade.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma manobra com aileron esquerdo travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 1s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 50 traz o resultado desta simulação.

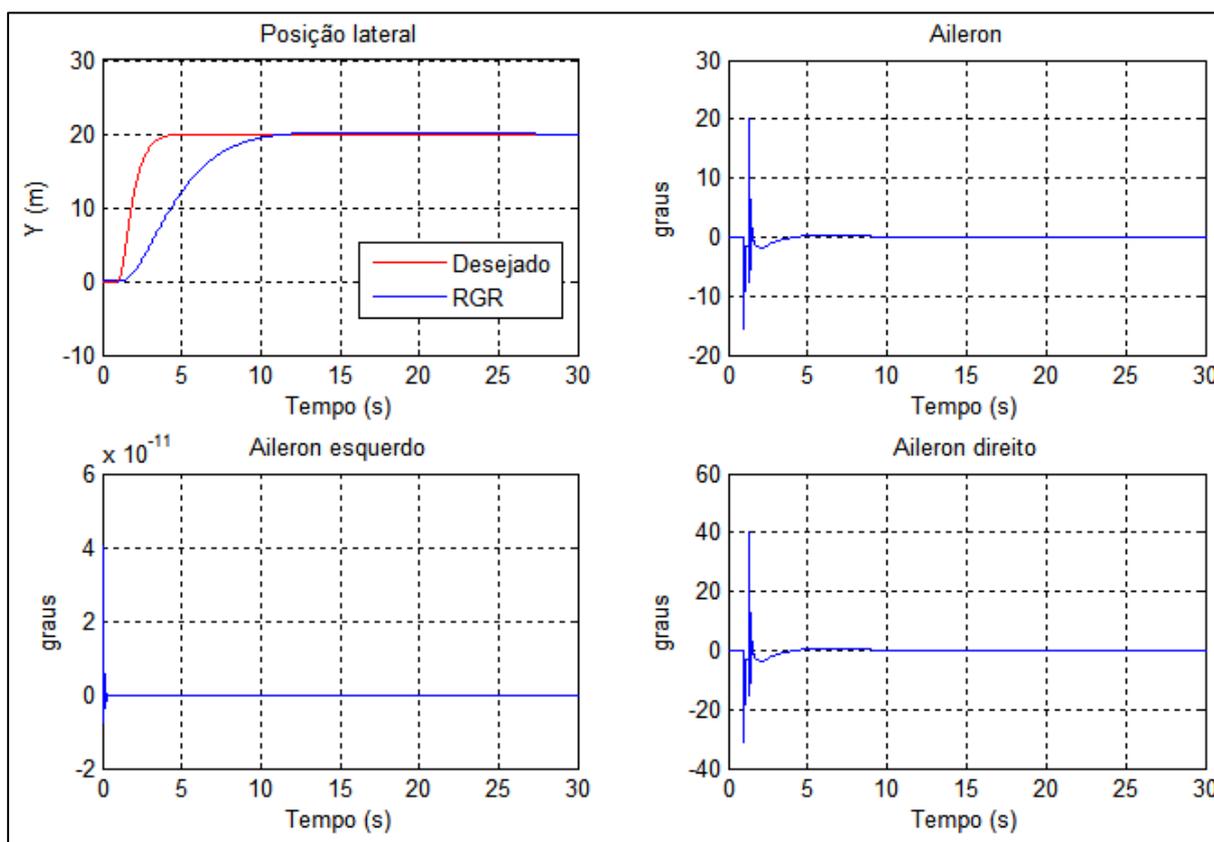


Figura 50 – Controle da posição lateral com  $\delta_{ae} = 0^\circ$  e sistema de compensação desligado.

Observa-se que mesmo com o sistema de compensação desligado, essa falha não tem influência sobre o comportamento da aeronave. Pode-se observar que o aileron direito atinge deflexões maiores que o caso sem falha, porém o comportamento da aeronave é quase que exatamente o mesmo. Logo, não há necessidade de se realizar a mesma simulação com o sistema de compensação ligado.

Ao se realizar travamentos no aileron nos valores de  $30^\circ$  e  $35^\circ$ , não houve diferença perceptível no comportamento da aeronave, mesmo com o sistema de compensação de falhas desligado, isto é, o próprio controlador é capaz de realizar tal compensação. Então, para exibir uma falha que pode ser notada e que permite a comparação entre os casos com o sistema de compensação de falhas desligado e ligado será induzido um travamento no aileron esquerdo em  $38^\circ$ , começando com o sistema de compensação desligado. Os resultados podem ser vistos na Figura 51.

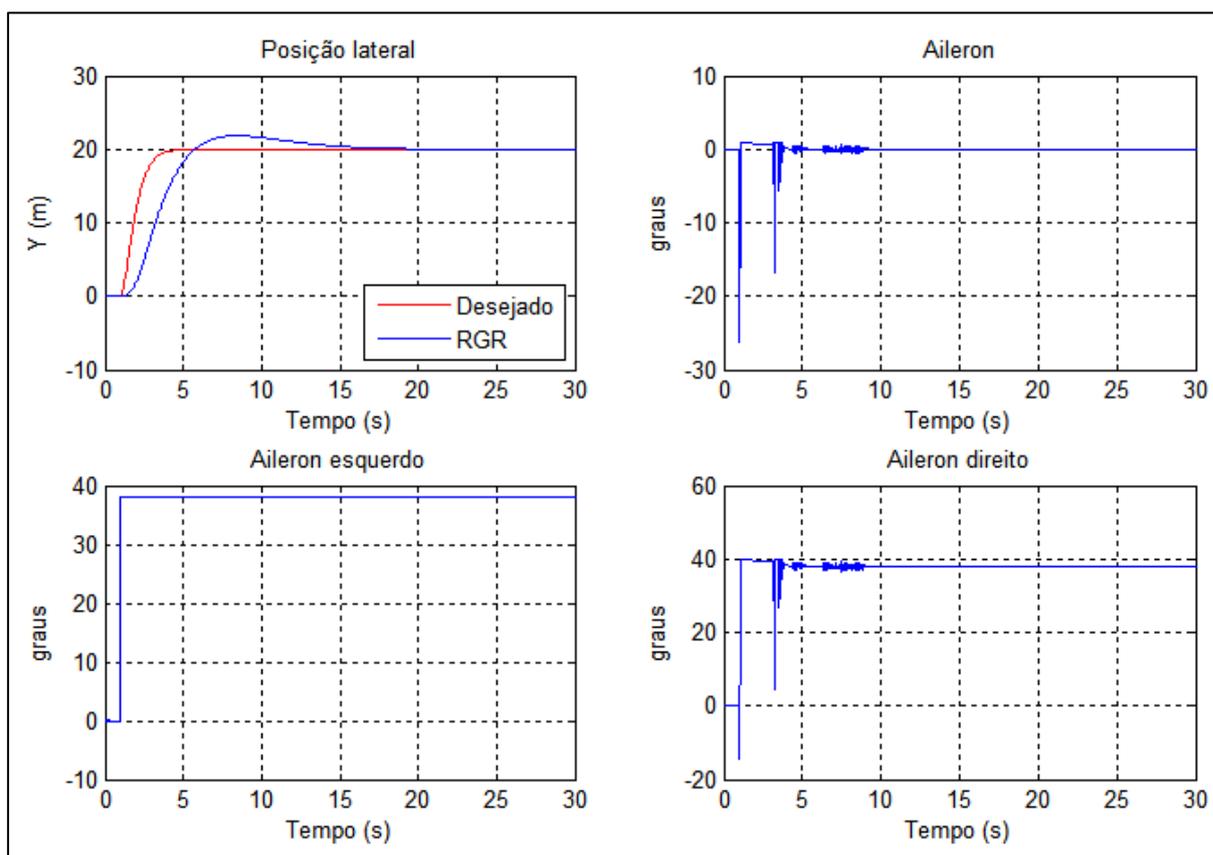


Figura 51 – Controle da posição lateral com  $\delta_{ae} = 38^\circ$  e sistema de compensação desligado

Pode-se observar na Figura 51 que este defeito teve impacto no comportamento da aeronave. É possível observar um comportamento impulsivo e oscilatório dos comandos, o que pode indicar também indícios de instabilidade e/ou ganhos superdimensionados. Entretanto, o controlador ainda consegue controlar o avião satisfatoriamente. Comparando ao caso sem falhas, houve um sobressinal de aproximadamente 10% e aumento no tempo de acomodação. A mesma simulação foi realizada, porém agora com o sistema automático de compensação ligado, e os resultados encontram-se na Figura 52.

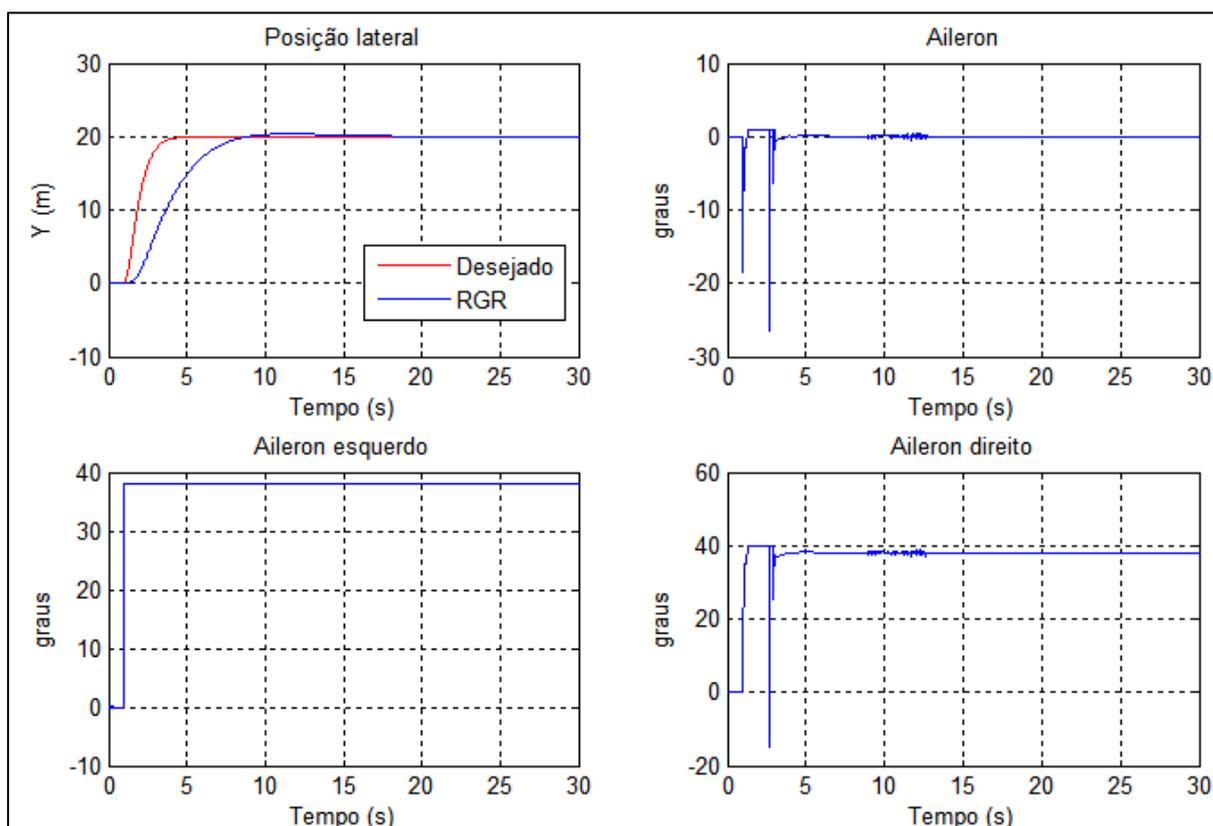


Figura 52 – Controle da posição lateral com  $\delta_{ae} = 38^\circ$  e sistema de compensação ligado

Na Figura 52, embora haja ainda uma pequena diferença com relação ao caso sem falhas, pode-se dizer que o sistema de compensação, dentro das limitações físicas do avião (saturação do aileron direito), compensou a falha minimizando seu efeito. Se compararmos esta manobra ao caso onde o sistema está desligado, foi obtido um sobressinal-de apenas 2%.

Embora não haja outra técnica a comparar, a Tabela 5.9 traz a qualificação deste controlador seguindo o padrão que vem sendo feito. Para relembrar, em uma escala de 1 a 5, onde 1 significa muito ruim, 2 significa ruim, 3 significa médio/razoável, 4 significa bom e 5 significa muito bom.

Tabela 5.9 – Qualificação do RGR quanto ao controle da posição lateral

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
RGR	5	4	5	4	4	5

Em geral, a Regressão do Grau Relativo se mostrou a técnica mais robusta, principalmente em controlar as variáveis de estado com maior grau relativo, problema este que motivou e foi propósito de sua confecção.

## 4.10 Controle de Trajetória

Conforme já mencionado, para que a aeronave siga uma trajetória desejada, serão mantidos ativos os controladores de velocidade e altitude, com o intuito de manter velocidade e altitude constantes durante toda a trajetória. O controle da direção será feito controlando o ângulo de guinada. A qualidade e precisão com que cada técnica guia o avião depende, além do controle da direção (ângulo de guinada), de quão próximos dos valores de referência a velocidade e altitude permanecem ( $250m/s$  e  $5000m$ , respectivamente). A trajetória foi gerada aleatoriamente, utilizando a própria dinâmica da aeronave, de maneira a certificar que esta é capaz de realizar as curvas desejadas. A trajetória foi gerada utilizando uma função *random* para o ângulo de rolamento, por um período de 5 minutos, e foi registrado o percurso, bem como o ângulo de guinada descrito.

Vale lembrar aqui que o controlador PID não foi capaz de controlar o ângulo de guinada, nem altitude e nem velocidade com qualidade suficiente para entrar nas análises seguintes. O *Slidding Mode* embora tivesse apresentado muita instabilidade no controle de velocidade e altitude quando degraus eram desejados, para o controle durante a trajetória, seu comportamento se mostrou satisfatório, muito provavelmente devido a suavidade das manobras.

A seguir, na Figura 52 está apresentada a trajetória descrita pelo avião, sem falhas, para os diferentes controladores. As demais variáveis e os comandos, como são muitos gráficos e não tão importantes para a análise e continuidade do texto, serão dispostos no Apêndice B.

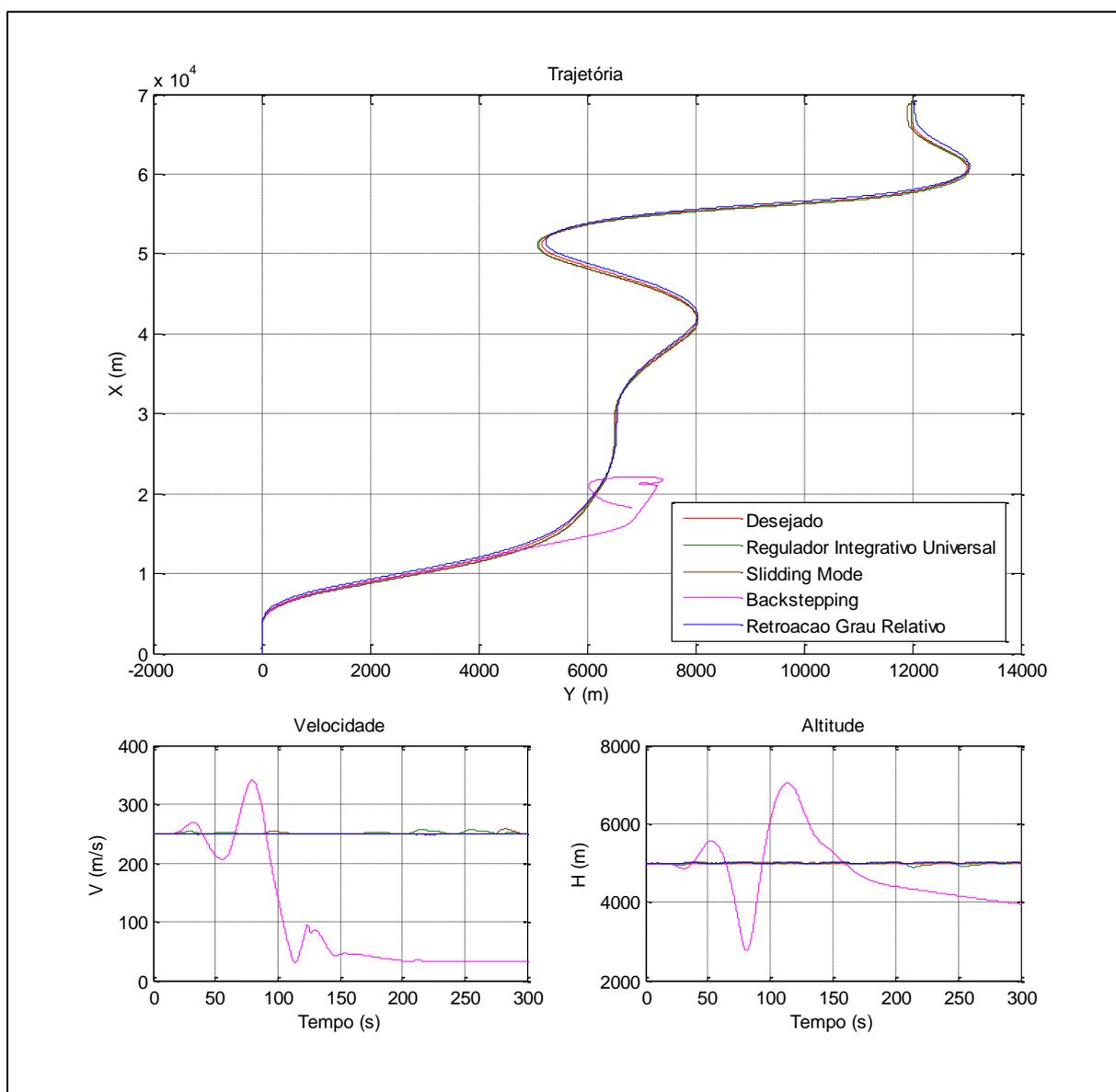


Figura 52 – Trajetória sem falhas (com *Backstepping*).

Na Figura 52, é possível observar que o *Backstepping* apresentou problemas em descrever a trajetória. Em uma análise mais profunda dos gráficos (incluído análise da Figura 63, contida no Apêndice B), é possível verificar que o *Backstepping* não foi capaz de executar a trajetória devido a instabilidades nos controladores de velocidade e altitude, uma vez que, os desvios tem início na velocidade e altitude, quando estas atingem valores muito diferentes dos estabelecidos, a aeronave perde o controle. Ao final deste capítulo, onde será realizado um apanhado dos pontos mais relevantes encontrados nas simulações, este assunto será abordado e serão apresentadas justificativas para instabilidades de alguns controladores. Os comandos desta simulação podem ser vistos na Figura 64 no Apêndice B.

O intuito desta simulação é, não somente expor uma má regulação das configurações do *Backstepping*, como também mostrar a influência que os controles de velocidade e altitude tem nesta simulação.

Para as análises que estão por vir, o *Backstepping* foi retirado das simulações para que o foco seja dado aos controladores que apresentam bons resultados. Inclusive, a Figura 53 traz a mesma simulação, porém sem o *Backstepping*.

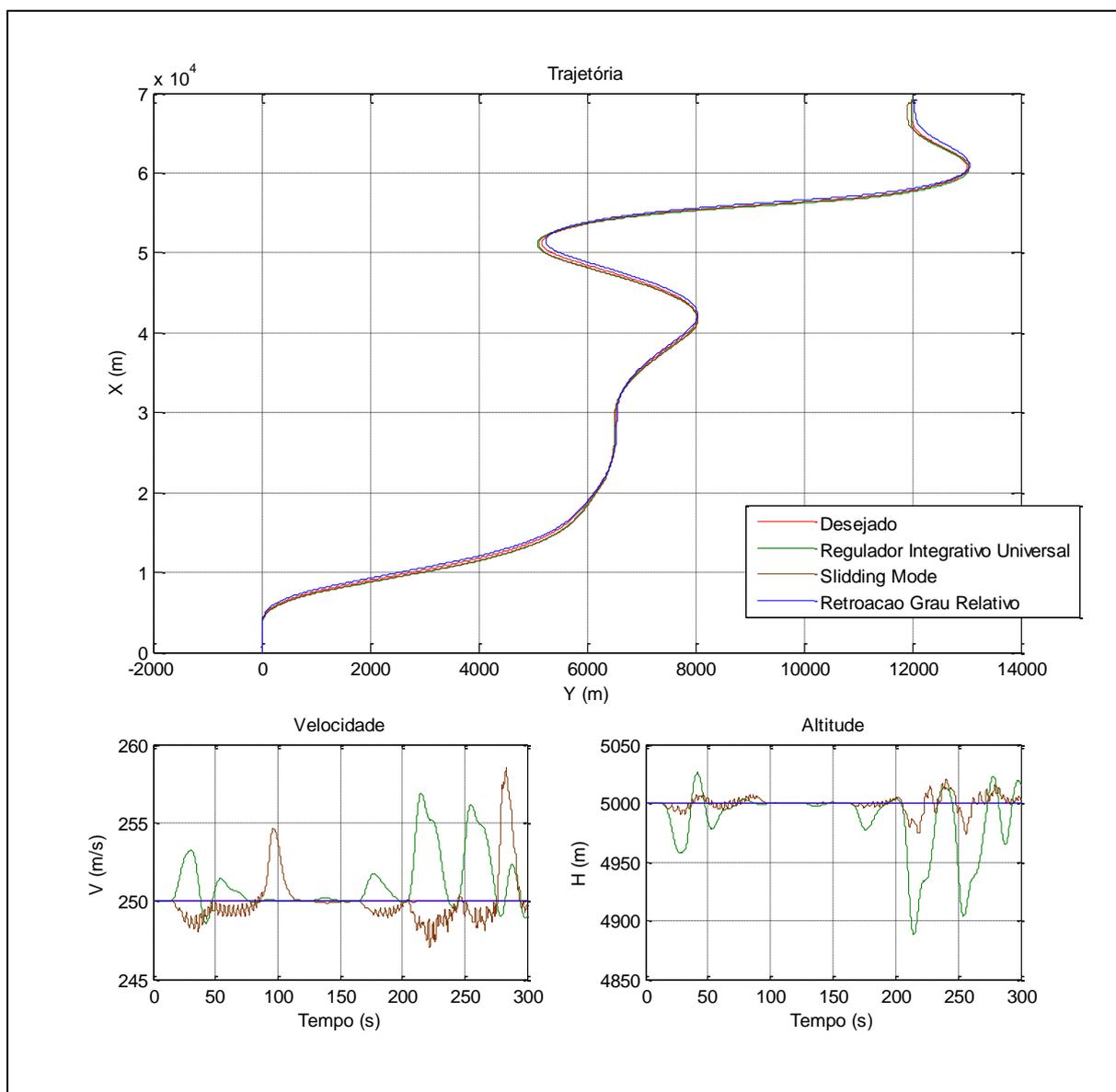


Figura 53 – Trajetória sem falhas.

Na Figura 53, pode-se observar uma grande diferença entre a técnica Regressão do Grau Relativo e as outras duas. A variação de velocidade e altitude da aeronave controlada pelo RGR é desprezível se comparada ao *Slidding Mode* e o *Backstepping*.

As demais variáveis de estado desta trajetória podem ser vistas na Figura 64, contida no Apêndice B. Os comandos das superfícies de controle para esta trajetória podem ser vistos na Figura 54.

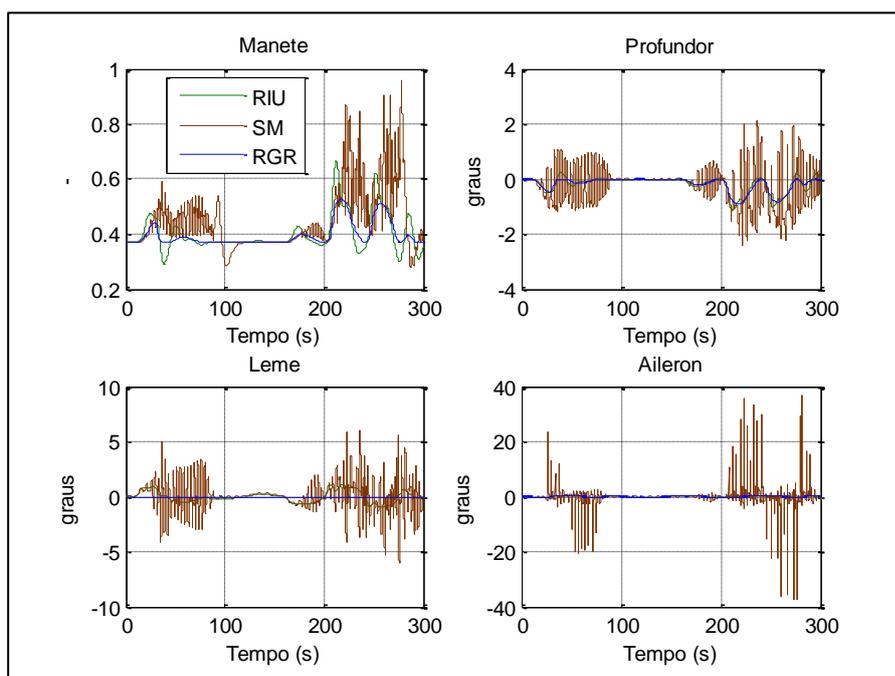


Figura 54 – Comandos da trajetória sem falhas.

Observando a Figura 54, nota-se muitas oscilações nos comandos do *Sliding Mode*, de frequência relativamente alta. Este problema é conhecido como *chattering*, previsto por Guaracy & Pinheiro (2014), com propostas de solução realizadas por Levant (2003) e Young *et al.* (1999). Aqui, não será tratado tal problema, ficando proposto para trabalhos futuros a minimização ou eliminação por completo deste fenômeno.

A seguir, será requerido que a aeronave execute a mesma trajetória, com profundor esquerdo travado em  $0^\circ$  e aileron esquerdo também travado em  $0^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 50s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 55 traz o resultado desta simulação.

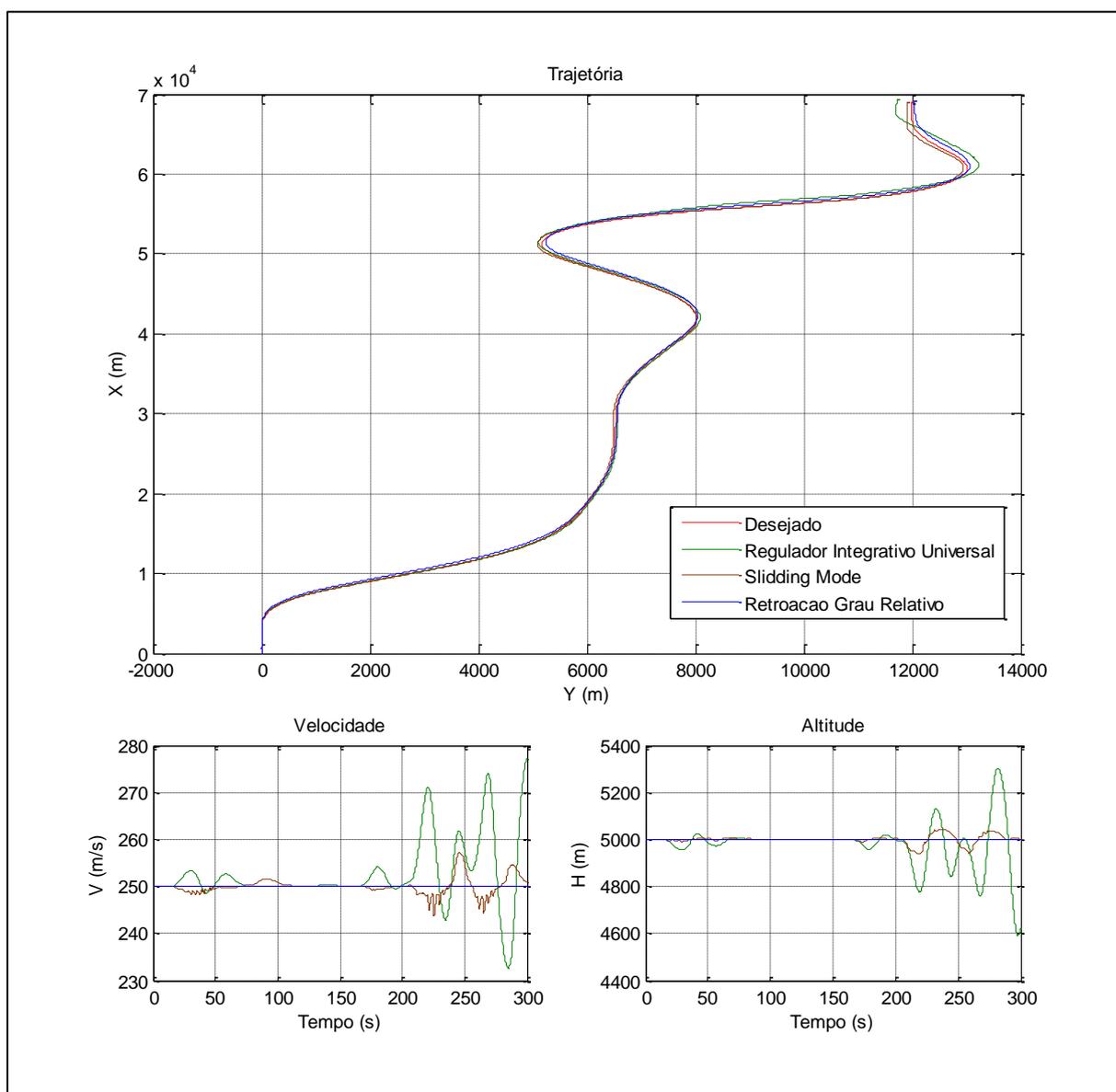


Figura 55 – Trajetória com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e  $\delta_{ae} = 0^\circ$  com sistema de compensação desligado

Na Figura 55, pode-se observar que este defeito, com o sistema de compensação de falhas desligado, tem influencia moderada sobre o desempenho dos controles. Embora com as três técnicas a aeronave tenha conseguido percorrer a trajetória, dentro de uma pequena margem de erro que comentaremos a diante, as variações de velocidade e altitude foram significativamente maiores, principalmente para o *Regulador Integrativo Universal* e para o *Sliding Mode*. Isso sugere que o defeito no profundor esquerdo acaba tendo maior impacto que o defeito no aileron, pois, quando há variação de velocidade, mesmo que o ângulo de guinada seja coincidente, a aeronave já não mais executa as curvas com mesmo raio de curvatura, o que impacta diretamente na não coincidência com a trajetória desejada.

Ainda, pode-se dizer que o *Regulador Integrativo Universal* certamente perderia o controle do avião, uma vez que, próximo ao termino do trajetória, passou a apresentar oscilações de velocidade e altitude com amplitudes crescentes. O *Sliding Mode* e a

Regressão do Grau Relativo conseguiram compensar a falha mesmo que a reconfiguração para ser tolerante a falhas estivesse desligada.

Por fim, é importante notar uma característica negativa deste método de controle de trajetória. Ao se aplicar um zoom no gráfico da trajetória, zoom este que está mostrado na Figura 56, pode-se perceber um paralelismo das curvas, e não uma coincidência, o que seria mais desejável.

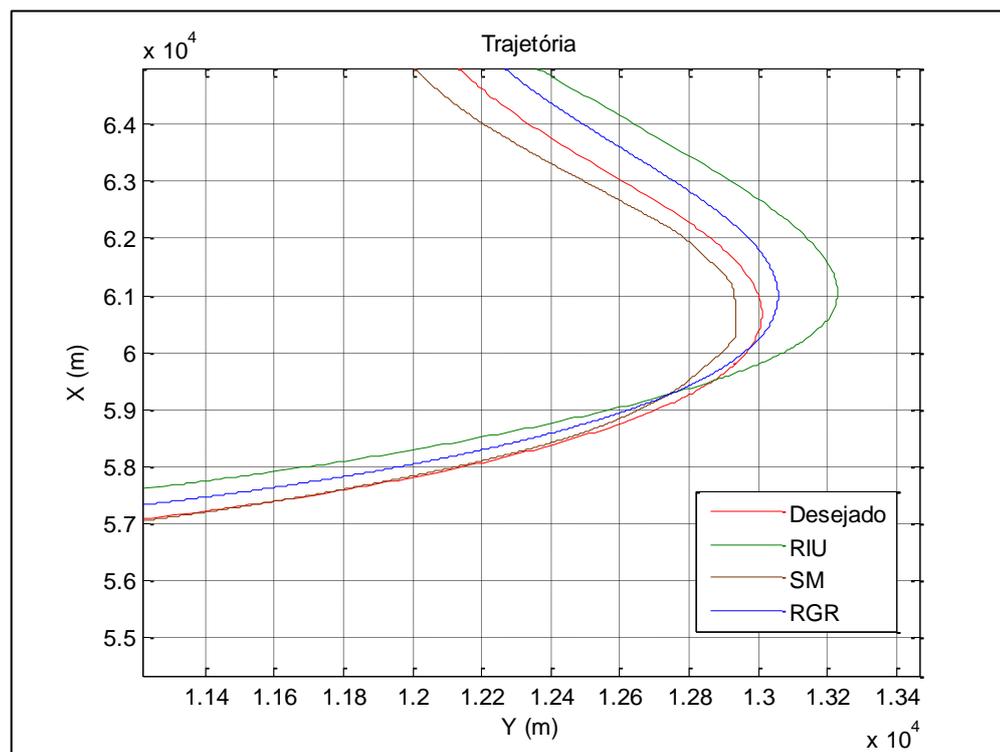


Figura 56 – Paralelismo no controle da trajetória

Este problema ocorre devido a natureza do controle que, a todo instante de tempo, tenta fazer com que o ângulo de guinada seja igual ao ângulo de guinada desejado ( $\psi = \psi_d$ ). Logo, a aeronave estará sempre seguindo uma trajetória paralela a trajetória desejada. Teoricamente, se a trajetória desejada e a real tem o mesmo ponto de partida, velocidades iguais, as curvas se coincidiriam. Entretanto, há variações de velocidade e o controle de ângulo de guinada não é perfeito. Assim, a cada pequeno instante de tempo que este erra, cria-se uma diferença na posição que é propagada a medida que o avião descreve a trajetória, e estas pequenas diferenças vão se acumulando. Provavelmente, para uma trajetória de uma hora de duração, o erro de posição seria grotesco.

A seguir, na Figura 57, estão mostrados os comandos desta última simulação e as demais variáveis de estado podem ser vistas na Figura 66 contida no Apêndice B.

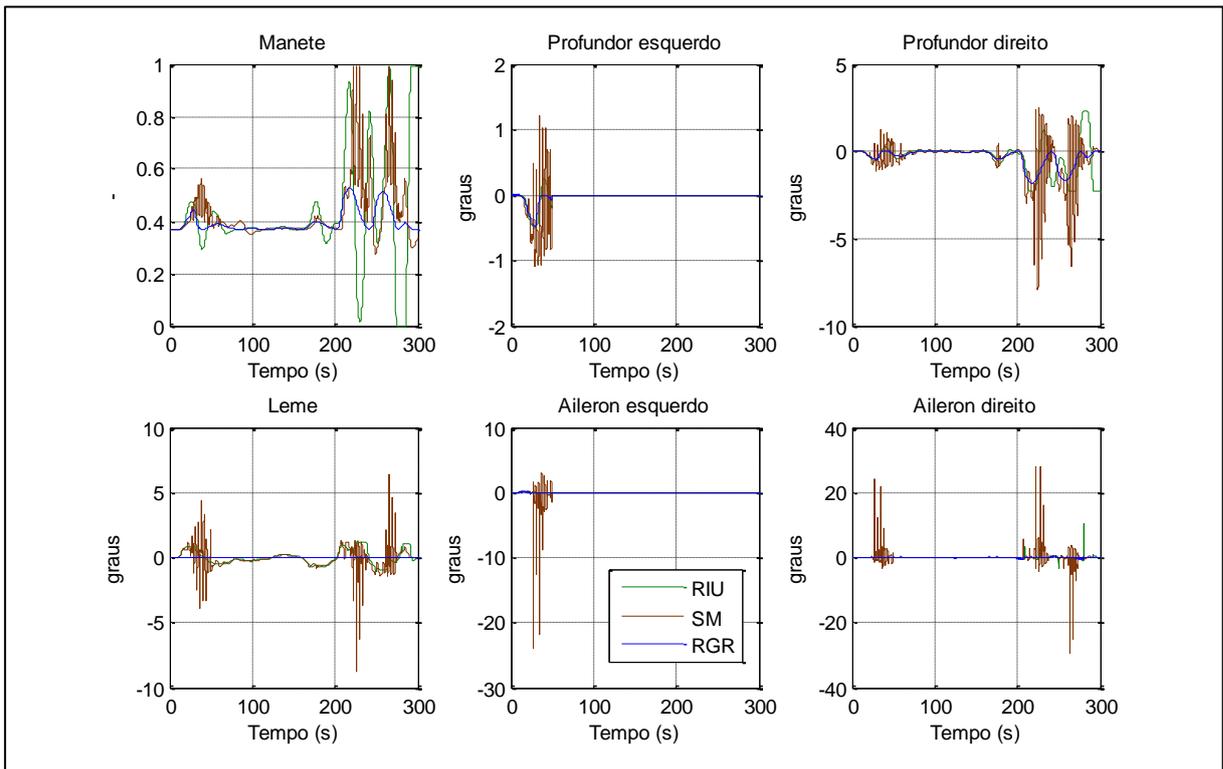


Figura 57 – Comandos no trajetória com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e  $\delta_{ae} = 0^\circ$  com sistema de compensação desligado

Em seguida foi realizada a mesma simulação, porém com o sistema de compensação ligado. Os resultados se encontram na Figura 58.

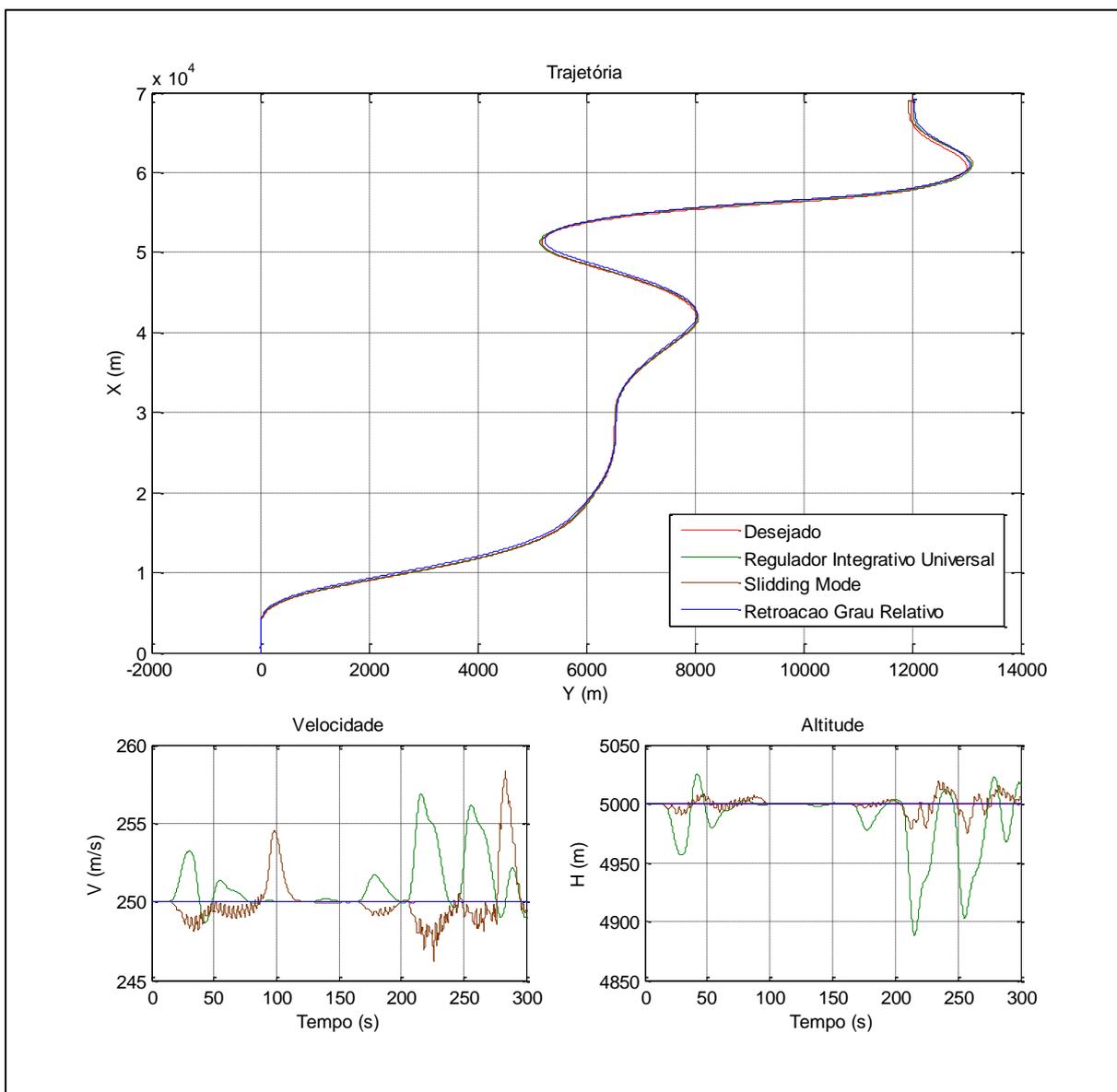


Figura 58 – Trajetória com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e  $\delta_{ae} = 0^\circ$  com sistema de compensação ligado

Na Figura 58, é possível verificar que as trajetórias e as curvas de velocidade e altitude são praticamente idênticas ao caso sem falhas, evidenciando que o sistema de compensação atuou de maneira a corrigir tais falhas de maneira muito satisfatória.

A seguir, como vem sendo feito, será induzido falhas mais severas, para a mesma trajetória, com profundor esquerdo travado em  $20^\circ$  e aileron esquerdo travado em  $35^\circ$ . Este defeito será induzido no tempo  $t = 50s$ , e primeiramente, o sistema de compensação da falha estará desligado. A Figura 59 traz o resultado desta simulação.

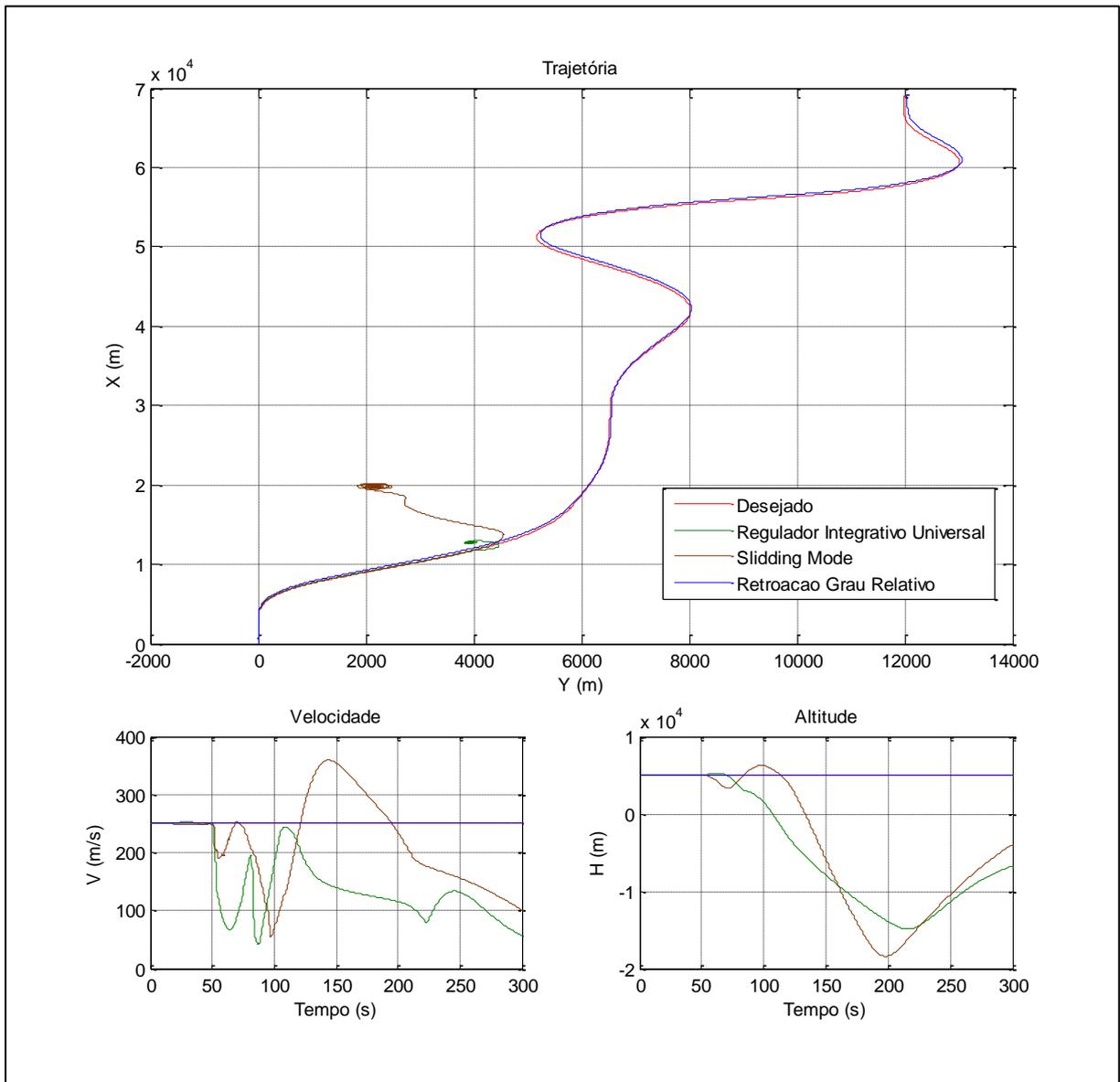


Figura 59 – Trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação desligado

Como pode ser visto na Figura 59, o único controlador que conseguiu compensar a falha sem a necessidade do sistema de compensação é a Regressão do Grau Relativo. O Regulador Integrativo Universal e o *Sliding Mode*, sob estas circunstâncias, não foram capazes de controlar a aeronave e certamente levando a catástrofe. Os comandos para este trajetória podem ser vistos na Figura 60 e as demais variáveis de estado podem ser vistas na Figura 67, no Apêndice B.

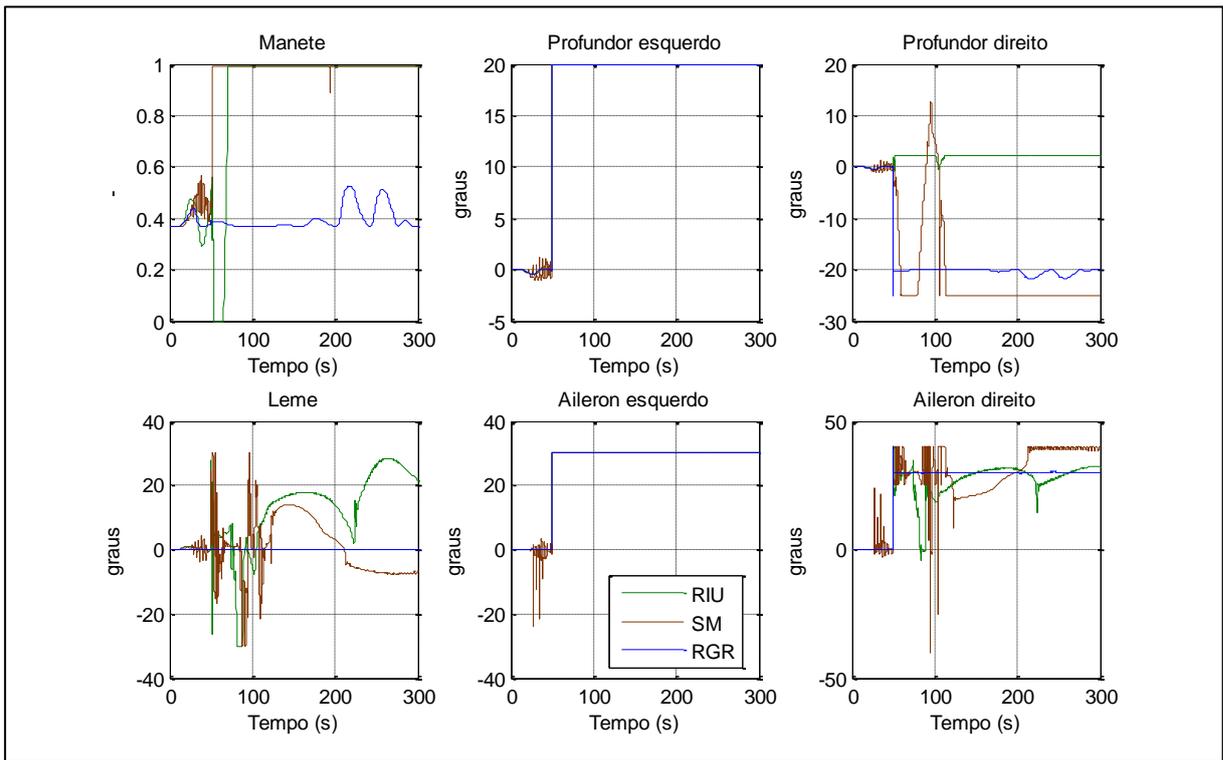


Figura 60 – Comandos na trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação desligado

A seguir, será realizada a mesma simulação, porém com o sistema de compensação ligado. Os resultados se encontram na Figura 61.

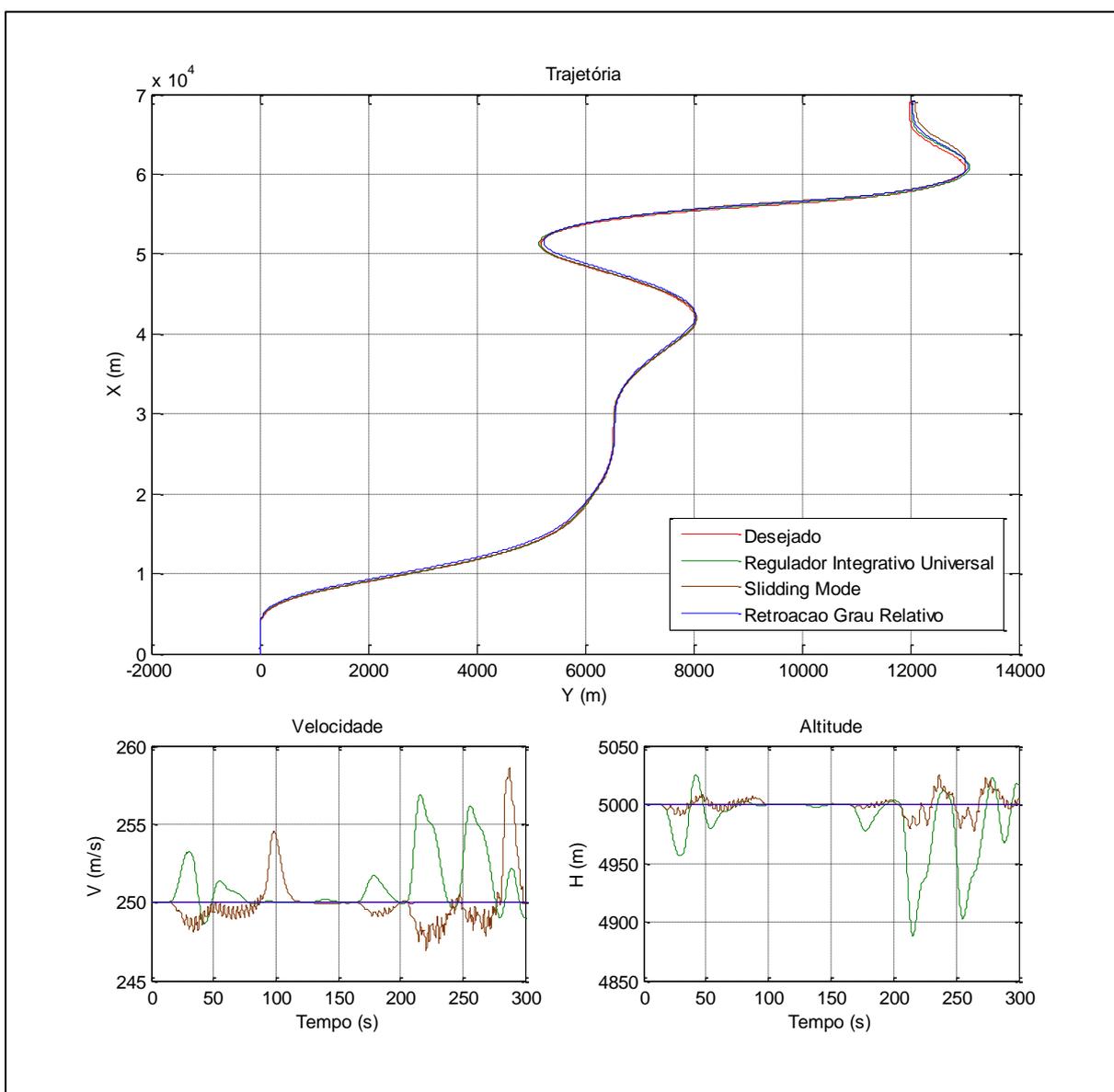


Figura 61 – Trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação ligado

A Figura 61 mostra que o comportamento da aeronave com falhas, que até então eram catastróficas em duas das técnicas utilizadas, é muito semelhante ao caso sem falhas. Isso mostra que o sistema de compensação atuou nas superfícies não defeituosas de maneira eficiente, compensando tais falhas quase que por completo. As demais variáveis de estado desta simulação pode ser vistas na Figura 68 no Apêndice B.

Na Figura 62, estão apresentados os comandos realizados pelos controladores desta última simulação.

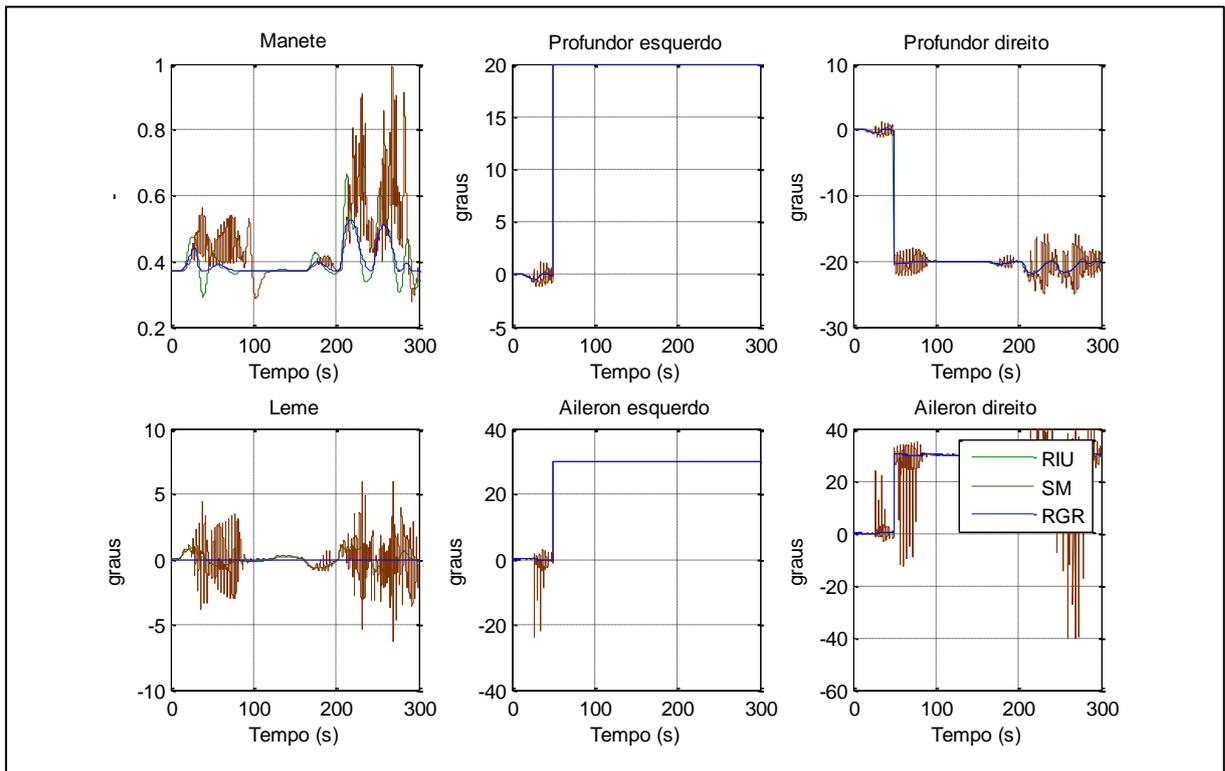


Figura 62 – Comandos na trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação ligado

Como realizado anteriormente, a Tabela 5.10 traz a qualificação e o comparativo entre as técnicas utilizadas para o controle da aeronave através de uma trajetória, utilizando controladores de velocidade, altitude e ângulo de guinada.

Tabela 5.10 – Qualificação das técnicas quanto ao controle ao longo de uma trajetória

	Qualidade do controle	Facilidade de Implementação	Facilidade de Regulagem	Rapidez no processamento	Tolerância sem compensação	Tolerância com compensação
RIU	4	4	4	5	1	4
SM	4	3	1	1	1	4
RGR	5	4	5	3	5	5

De maneira geral, pode-se dizer que a técnica da Regressão do Grau Relativo se mostrou mais robusta e mais eficiente que as outras, apresentando eventuais desvantagens com relação a outras técnicas, mas sempre sobressaindo em qualidade e tolerância de falhas.

## 4.11 Análise Geral das Simulações

Para quase todas as variáveis controladas, a técnica denominada Regressão do Grau Relativo se mostrou superior as demais, apresentando menores tempos de acomodação, processamento rápido e sobre tudo, é muito melhor quanto a tolerância a falhas, mesmo sem a reconfiguração para compensa-las. Além disso, o RGR foi a única técnica que permitiu o controle da posição lateral. Vale mais uma vez ressaltar que os ganhos dos controladores não passaram por qualquer sistemática de otimização. Logo, não é possível afirmar que as técnicas não são capazes, mas sim que neste trabalho não foram atingidos resultados satisfatórios com elas para o controle de determinadas variáveis.

Quanto aos demais controladores, em suma, o PID apresentou bons resultados para as variáveis de que tinham menor grau relativo ( $q$ ,  $\alpha$ ,  $\theta$ ,  $\phi$ ), além de ter fácil implementação e fácil ajuste de ganhos. Não diferente da maioria deles, o PID não se mostrou capaz de controlar a aeronave quando defeitos são induzidos por si só, porém reconfigurado para ser tolerante a falhas, apresentou resultados muito semelhantes aos casos sem falhas.

O Regulador Integrativo Universal também apresentou bons resultados para quase todas as variáveis, sendo insatisfatório apenas para o controle da posição lateral. Sua implementação é um pouco mais complicada que o PID, e seu ajuste de ganhos também um pouco mais demorado. Tal esforço é recompensado pela capacidade de controlar a maioria das variáveis. Assim como os demais, salvo o RGR, este controlador só é capaz de compensar falhas quando utiliza a reconfiguração do controle.

O *Slidding Mode* apresentou resultados relativamente insatisfatórios se comparado às demais técnicas utilizadas. Para quase todas as variáveis que este foi capaz de controlar, este teve comportamento pior em termos de estabilidade e tempo de acomodação. Vale mais uma vez ressaltar, que estas características encontradas são particulares dessa implementação, não necessariamente da técnica, que é amplamente utilizada para o controle de sistemas não lineares. Em compensação, para o controle da trajetória (controle do ângulo de guinada, aliado ao controle para manter velocidade e altitude constantes), este apresentou bons resultados apenas com o problema de *chattering*, como mencionado anteriormente, um problema previsto na literatura para este controlador com propostas de solução já realizadas pelo meio acadêmico. Esta técnica também foi a que apresentou o processamento mais lento, em parte devido ao mencionado *chattering*, e somente foi capaz de compensar falhas com o sistema de compensação ativado.

O *Backstepping* também apresentou bons resultados para a maioria das variáveis, sendo insatisfatório apenas para o controle da posição lateral. Também apresentou certa inconsistência no controle da trajetória. Estas inconsistências foram causadas por instabilidades nos controles de velocidade e altitude. Tal fato foi averiguado substituindo o controlador e velocidade e altitude pelo RGR, onde, com velocidade e altitude controladas por outro controlador, este foi capaz de controlar a aeronave até o fim da trajetória. Quanto ao tempo de processamento, facilidade de implementação e ajuste de ganhos, o *Backstepping*

apresentou resultados muito bons, nestes quesitos, ficando atrás apenas do PID e se igualando ao RGR. Não diferente das demais, esta técnica somente foi tolerante a falhas quando a reconfiguração estava ativada.

A reconfiguração do sistema se mostrou necessária para a maioria das técnicas e defeitos apresentando resultados muito bons. Para o RGR, técnica que apresentou controle um tanto robusto, o sistema de compensação não prejudicou quando este já era capaz de compensar a falha por si só, e corrigiu a falha quando esta tinha impacto na resposta da aeronave. Logo, pode-se dizer que a reconfiguração dos controladores para ser tolerante a falhas unilaterais de aileron e profundor é muito efetiva e definitivamente pode prevenir perda de controle para grande parte desses casos de falha. Vale ressaltar que, como o sistema de compensação está sempre atuando em uma das superfícies (direita ou esquerda, para aileron e profundor), baseado em uma leitura da deflexão real e comparação com a deflexão comandada, o tempo de resposta dos sensores, que aqui não foram modelados, pode influenciar na capacidade de reestabelecer o controle da aeronave. Contudo, é sabido que o tempo de resposta de sensores de posicionamento tem ordem de *ms* (milissegundos), o que certamente teria algum impacto na dinâmica do sistema, porém não mudaria por completo a capacidade do sistema em compensar tais falhas.

# CAPÍTULO 5 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

## 5.1 Conclusões

Este estudo foi focado na implementação de sistema de controle de voo para uma aeronave rígida, utilizando diferentes técnicas de controle, reconfigurando estes controladores para que fossem tolerantes a falhas unilaterais de profundor e aileron.

Com base na revisão bibliográfica, estudo da dinâmica do avião e das técnicas de controle, processo de implementação e ajuste dos ganhos, simulações e análises realizadas, foi possível realizar as seguintes conclusões:

- Embora não se tenha atingido resultados satisfatórios para todas as variáveis utilizando todas as técnicas de controle, ficou constatada a eficiência de algumas dessas técnicas, pois permitiram controlar diferentes variáveis e salvo sob as limitações matemática/físicas de alguns controladores, pode se dizer que, em geral, tiveram desempenhos satisfatórios;
- Entretanto, algumas leis de controle apresentaram instabilidades dependendo da variável de estado que se desejou controlar. Em particular, o *Slidding Mode* foi o mais problemático, apresentando resultados abaixo dos demais controladores em quase todos os aspectos. Certamente, estas características são particulares desta implementação, visto que está técnica é amplamente utilizada para sistemas não lineares;
- A reconfiguração do controle para que este seja tolerante a falhas também apresentou bons resultados. O sistema de compensação, dentro das limitações físicas e de deflexão das superfícies, consegue compensar as falhas unilaterais atuando na superfície oposta de maneira muito eficiente, evitando que o controle da aeronave seja perdido;
- A capacidade de se compensar a falha, utilizando o controle reconfigurado está diretamente relacionada com a proximidade do travamento com o limite de deflexão da superfície, sendo que, o sistema só não compensa por completo travamentos muito próximos das saturações da superfície de controle;
- Assim, os defeitos catastróficos são improváveis, pois em raras ou nenhuma condição ilesa de operação foram atingidas deflexões passíveis de saturação. O

esperado é que os defeitos ocorram dentro de uma faixa onde sua existência não ameace a controlabilidade da aeronave e o cumprimento de sua missão;

- Na prática, se tratando da possibilidade de ocorrência de uma falha, surge um método simples de garantia da não catástrofe. Trata-se de um sistema de travamento mecânico que não permite deflexões próximas à saturação, e em caso de falha de travamento em uma superfície, este sistema desbloquearia a superfície oposta, de maneira a dar margem para correção. Evidentemente, se o piloto precisar de maiores deflexões em quando esta não apresenta falhas, também poderia existir um desbloqueio, o que obviamente insere a chance de um travamento de superfície próximo à saturação, que o sistema de compensação talvez não fosse capaz de corrigir;
- A utilização do aileron como superfície primária para controlar a variável  $\psi$  (ângulo de guinada), além de não ser usual, não é uma técnica totalmente segura para se controlar uma trajetória, uma vez que, este controle garante apenas a coincidência da direção e não da posição. Para trajetórias sinuosas e/ou longas, o erro pode acumular e, ao final, a aeronave continuará descrevendo uma trajetória paralela, mas em um ponto muito distante do desejado;
- A técnica denominada como Regressão do Grau Relativo se mostrou extremamente eficiente, apresentando vantagens em quase todos os quesitos com relação às outras técnicas, em quase todas as variáveis, principalmente no controle de variáveis com grau relativo elevado ( $H$  e  $Y$ ), sendo a única com resultados satisfatórios para o controle da posição lateral  $Y$ .

Nestes aspectos, este trabalho gerou conhecimento e grande contribuição científica para o aluno e para o leitor, apresentando e exemplificando toda a metodologia utilizada de maneira simples, tornando possível a disseminação dos conceitos e continuidade do trabalho. As maiores dificuldades encontradas se encontram na parte técnica de programação, implementação e simulação, onde sempre surgem problemas e desafios. Porém, tais dificuldades contribuem muito para o aprendizado e crescimento científico. De maneira geral, as implicações técnicas e qualitativas são muito conclusivas e os resultados deste trabalho para o aluno e para o meio científico são muito satisfatórios.

## 5.2 Sugestões para Trabalhos Futuros

O trabalho e os resultados, embora munidos de muitas conclusões, deixam ainda muitas perguntas e muitas vertentes a serem seguidas, configurando-o com um trabalho extremamente propenso à continuidade. Eis algumas sugestões para trabalhos futuros:

- A primeira e mais necessária melhoria/continuidade no trabalho é a modelagem e implementação dos atuadores, aproximando as deflexões de curvas possíveis de serem executadas, de maneira a trazer mais realidade às simulações;
- Aplicação de técnicas de otimização para encontrar conjuntos de ganhos ótimos para os controladores, por exemplo, Algoritmos Genéticos ou Redes Neurais, a fim de encontrar melhor desempenho para as técnicas utilizadas;
- Aplicação de outras técnicas de controle, como Lógica Fuzzy, Redes Neurais, Model Predictive Control, etc;
- Reestudo da técnica de controle do *Slidding Mode*, na tentativa de melhor aproveitar as vantagens dessa lei e obter melhor resultados nos controles das variáveis;
- Tratar os problemas de *chattering* encontrado em algumas simulações;
- Implementar um controlador para a trajetória que não somente considere a direção (ângulo de guinada) mas também a posição, de maneira a corrigir o problema do paralelismo. Isto poderia ser feito usando um condicional, onde, sob determinada diferença de posição lateral (compensada geometricamente pelo ângulo de guinada), utilizaria o controle da posição lateral para trazer a aeronave para a curva desejada;
- Realizar tal estudo em outro modelo de aeronave;
- Averiguar controlabilidade do avião, submetido a uma falha diferente, por exemplo, falhas de leme, possivelmente tentando corrigi-la utilizando tração assimétrica das turbinas;
- Se tratando da técnica denominada Regressão do Grau Relativo, realizar melhorias na mesma, por exemplo, em uma manobra de rolamento, utilização dos profundos para aumentar a taxa de guinada ( $\dot{\psi}$ ) e do leme para ajudar no controle da altitude, permitindo assim manobras bruscas até, possivelmente, manobras acrobáticas;
- Considerar usar motor para controle de arfagem e guinada quando não houver mais profundor e/ou aileron;
- Propor métodos para aumentar ainda mais a segurança do voo quando uma falha ocorre. Por exemplo, um sistema de travamento mecânico que não permite deflexões próximas as saturação, e em caso de falha de travamento em uma superfície, este sistema desbloquearia a superfície oposta, de maneira a sempre deixar margem para atuação e correção das falhas.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANDERSON, J. D. Jr., **Aircraft performance and design**, Tata McGraw-Hill, 1999.
- BASÍLIO, J.C., NOGUEIRA, V.N., **Ajuste de controladores PI e PID para plantas estáveis e instáveis**, SBAI 2009, Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, 2009.
- BELCASTRO, C.M., BELCASTRO, C.M., **Application of Failure Detection, Identification, and Accommodation Methods for Improved Aircraft Safety**, Proceedings of the American Control Conference, Arlington, VA June 25-27, 2001.
- BODSON M., **A reconfigurable nonlinear autopilot**, AIAA-2002-4549, 2002.
- BOSKOVIC, J.D., BERGSTROM, S.E., MEHRA, R.K., **Adaptive Accommodation of Failures in Second-Order Flight Control Actuators with Measurable Rates**, American Control Conference, Portland, OR, USA, 2005.
- BOUADI, H., CUNHA JR, S. S., DROUIN, A., MORA-CAMINO, F., **Adaptive sliding mode control for quadrotor attitude stabilization and altitude tracking**, CINTI 2011, 12th IEEE International Symposium on Computational Intelligence and Informatics, Budapest, 2011.
- BRINKER, J., WISE, K. A., **Flight testing of a reconfigurable flight control law of the X-36 tailless fighter aircraft**, AIAA-2000-3941, 2000.
- BURKE, M., **Introduction to geometric control**, Lecture note n15, University College Cork, Ireland, 2017.
- CAMPOS R.B., **Comparação do desempenho de diferentes técnicas de controle aplicadas a dinâmica de voo de aeronaves**, 148p. Dissertação, Mestrado em Projeto Materiais e Processos – Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, 2017.
- CUNHA Jr, S. S., PANOMRUTTANARUG, B., AL-FAZARI, H., MORA-CAMINO, F., **A neural network control based on differential flatness a quadrotor**, DINCON 2011, X Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações, Águas de Lindóia, 2011.
- DASGUPTA, D., KRISHNAKUMAR, K., WONG, D., BERRY, M., **Immunity-Based Aircraft Fault Detection System**, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp.2004-6277, 2004.
- DASSAULT-AVIATION.COM, **Mirage III**, <https://www.dassault-aviation.com/en/passion/aircraft/military-dassault-aircraft/mirage-iii/>, (acesso em 19 de novembro de 2017).
- DAVIDSON, J. B., LALLMAN, F. J., BUNDICK, W. T., **Integrated reconfigurable control allocation**, AIAA-2001-4083, 2001.

- DECARLO, R. A., ZAK, S. H. and MATTHEWS, G. P., **Variable structure control of nonlinear multivariable systems: a tutorial**, Proc. IEEE, vol. 76, no. 3, pp. 212-232, 1988.
- DJOKIC, I.D., BARBARIC, Z.P., **Flight control system development using simulation – an integrated approach**, Tehnički vjesnik 19, pp. 287-294, 2012.
- ETKIN, B., REID, L. D., **Dynamics of Flight: Stability and Control**, 3rd Edition, John Wiley & Sons, 1996.
- GUARACY, F.H., PINHEIRO, C. A. M., **Sintonia de controlador por modos deslizantes fuzzy via enxame de partículas**, Anais do XX Congresso Brasileiro de Automática, Belo Horizonte, MG, 2014.
- HUNG, J. Y., GAO, W. and HUNG, J. C., **Variable Structure Control: A Survey**, IEEE Transactions on Industrial Electronics, vol. 40, no. 1, pp. 2-22, 1993.
- JONES, M.S., REVELEY, M., **An overview of the NASA aviation safety program assessment process**, *AIAA's 3rd Annual Aviation Technology, Integration, and Operations (ATIO) Tech*, pp. 6706, 2003.
- KEANE, J. F., CARR, S. S., **A Brief History of Early Unmanned Aircraft**, Johns Hopkins APL Technical Digest, Volume 32, Number 3, 2013.
- LAMBREGTS, A. A. , NESEMEIER, G., WILBORN, J. E., NEWMAN, R. L., **Airplane Upsets: Old Problem, New Issues**, AIAA - American Institute of Aeronautics and Astronautics, pp. 2008-6867, 2008.
- LEVANT, A., **Higher-order sliding modes, differentiation and output-feedback control**, International Journal of Control, vol. 76, no. 9/10, pp. 924-941, 2003.
- LI, W. Q., CHEN, Z. J., **Control law reconfiguration under control surface failure for nonlinear aircraft dynamic**, Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics 2003; 29(5): 428-433, 2003.
- MURPHY, J. D., **Military Aircraft, Origins to 1918: An illustrate history of their impact**, ABC Clio, Santa Barbara, California, 2005.
- NAPOLITANO, M.R., CHEN, C.I., NAYLOR, S., **Aircraft Failure Detection and Identification Using Neural Networks**, Journal of guidance, control, and dynamics vol. 16, no. 6, November-December, 1993.
- NASA.GOV, **National Aeronautics and Space Administration**, <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/airplane.html>, (acessado em 19 de novembro de 2017).
- PAGLIONE, P., **Estabilidade e controle de aeronaves, 1ª Parte: Movimento Longitudinal**, Centro Técnico Aeroespacial, Departamento de Mecânica de Vôo e Orbital, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, 1987.
- PEREIRA, R. A., **Uso de leis de controle para melhoria de qualidade de voo de uma aeronave**, Trabalho Final de Graduação em Engenharia Mecânica Aeronáutica, Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG, 2015.

- SAMPAIO, R.P., **Sistema de controle de atitude embarcado para vôo autônomo de aviões em escala**. Dissertação de mestrado, Escola Politécnica e Instituto de Matemática, Universidade Federal da Bahia – UFBA, 2006.
- SCHNEIDER, F.B., **Implementing Fault-Tolerant Services Using the State Machine Approach: A Tutorial**, ACM Computing Surveys, Department of Computer Science, Cornell University, New York, 1990.
- SESHAGIRI, S., KHALIL, H. K., **Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators**, Automatica, 41 (1), pp:43-54, 2005.
- SHERTZER, R. H., ZIMPFER, D. J., BROWN, P. D., **Control allocation for the next generation of entry vehicles**. AIAA- 2002-4849, 2002.
- SLOTINE, J-J, LI, W., **Applied Nonlinear Control**, Englewood Cliffs, New Jersey, Prentice Hall, 1991.
- SOUSA, M. S., **Dinâmica, estabilidade e qualidade de voo de aeronaves**, Notas de aula, Curso de engenharia mecânica aeronáutica, Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá, Itajubá, MG, 2016.
- SOUSA, M.S., PAGLIONE, P., **Proposição de valores para os graus relativos de parâmetros da dinâmica de vôo de aeronaves**, CONEM 2012, VII Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, São Luís, MA, 2012.
- STEVENS, B.L., LEWIS, F.L., **Aircraft control and simulation**, 2<sup>nd</sup> edition, John Wiley & Sons, 1992.
- STRAND, J.P.; EZAL, K.; FOSSEN, T.I. e KOKOTOVIC, P.V. **Nonlinear control of ships: a locally optimal design**. Preprints of the IFAC NOLCOS, v. 98, 732–738, 1998.
- TANG, X., TAO, G., JOSHI, S.M., **Adaptive actuator failure compensation for nonlinear MIMO systems with an aircraft control application**, Automatica 43, p. 1869-1883, 2007.
- TISCHLER, M. B., **Advances in Aircraft Flight Control**, Taylor & Francis, 1996.
- XIAO, Q. G., ZHANG, M., HU, S. S., **Adaptive reconfiguration control for fighters based on weighted multiple-model-structure**, Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics 2010; 27(3): 219-225, 2010.
- ZHANG, Y., JIANG, J., **Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems**, Annual Reviews in Control 32, pp. 229–252, 2008.
- YOUNG, K. D., UTKIN, V. I. and OZGUNER, U., **A control engineer's guide to sliding mode control**, IEEE Transactions on Control System Technology, vol. 7, no. 3, pp. 328-342, 1999.
- WELLS, S. R., HESS, R. A., **MIMO sliding mode control for a tailless flight aircraft, an alternative to reconfigurable architectures**, AIAA-2002-4650, 2002.

## ANEXO A – CONSTANTES DO AVIÃO MIRAGE III

Os valores dos coeficientes são determinados empiricamente em túnel de vento. Felizmente, o Mirage III já foi ensaiado e as constantes podem ser encontradas na literatura (PAGLIONE, 1987).

- Geometria, massa e inércias:

$$m = 7400 \text{ kg}$$

$$S = 36 \text{ m}^2$$

$$b = 5,25 \text{ m}$$

$$I_x = 0,9 \cdot 10^4 \text{ kg m}^2$$

$$I_y = 5,4 \cdot 10^4 \text{ kg m}^2$$

$$I_z = 6,0 \cdot 10^4 \text{ kg m}^2$$

$$I_{xy} = 0 \text{ kg}^2 \text{ m}^4$$

$$I_{xz} = 1,8 \cdot 10^3 \text{ kg}^2 \text{ m}^4$$

$$I_{yz} = 0 \text{ kg}^2 \text{ m}^4$$

- Motor:

$$F_{max} = 40.000 \text{ N}$$

$$n_p = 1$$

- Aerodinâmica:

$$C_{D0} = 0,015$$

$$k_D = 0,4$$

$$C_{L0} = 0$$

$$C_{L\alpha} = 2,204 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{L\delta_e} = 0,7 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Lq} = 0$$

$$C_{m0} = 0$$

$$C_{m\alpha} = -0,17 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{mq} = -0,4 \text{ m rad}^{-1}$$

$$C_{m\delta_e} = -0,45 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{y\beta} = -0,6 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{y\delta_a} = 0,01 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{y\delta_r} = 0,075 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n\beta} = 0,15 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{np} = -0,055 \text{ m rad}^{-1}$$

$$C_{nr} = -0,7 \text{ m rad}^{-1}$$

$$C_{n\delta_r} = -0,085 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{n\delta_a} = 0$$

$$C_{l\beta} = -0,05 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{lp} = -0,25 \text{ m rad}^{-1}$$

$$C_{lr} = -0,06 \text{ m rad}^{-1}$$

$$C_{l\delta_r} = -0,018 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{l\delta_a} = -0,03 \text{ rad}^{-1}$$

Obs.: o valor de  $C_{n\beta}$  primeiramente era negativo, porém foram encontradas divergências nas simulações, que só convergiram adotando-o com o positivo com o mesmo módulo.

## APÊNDICE A – GANHOS ENCONTRADOS PARA OS CONTROLADORES

Com o intuito de facilitar a consulta dos ganhos para possíveis comparações, análises e implementações, todos os ganhos encontrados para os controladores implementados estão dispostos na Tabela A.1.

Tabela A.1 – Resumo dos ganhos encontrados para os controladores implementados

	PID	Regulador Integrativo Universal	Sliding Mode	Backstepping	Regressão do Grau Relativo
$q$	$k_i = 4$ $k_p = 3$ $k_d = 0$	$k = 0,4363$ $\mu = 1$ $k_0 = 10$ $k_1 = 1$ $k_2 = 0$ $k_3 = 0$	$a = 1$ $b = 5$ $\Phi = 0$ $k_{i1} = 5$ $k_{p1} = 1$ $k_{d1} = 0$ $k_{i2} = 5$ $k_{p2} = 2$ $k_{d2} = 0$	$k_0 = 5$ $k_1 = 10$ $k_2 = 0$ $k_{12} = 1$ $k = 0,05$	$k_i = 4$ $k_p = 3$ $k_d = 0$
$\alpha$	$k_i = 3$ $k_p = 3$ $k_d = 0,2$	$k = 0,4363$ $\mu = 1$ $k_0 = 1$ $k_1 = 20$ $k_2 = 1$ $k_3 = 0$	$a = 1$ $b = 1$ $\Phi = 0,0175$ $k_{i1} = 2$ $k_{p1} = 2$ $k_{d1} = 0$ $k_{i2} = 3$ $k_{p2} = 2$ $k_{d2} = 1$	$k_0 = 6$ $k_1 = 8$ $k_2 = 2$ $k_{12} = 4$ $k = 0,05$	$k_i = 3$ $k_p = 3$ $k_d = 0,2$
$\theta$	$k_i = 2$ $k_p = 5$ $k_d = 0,4$	$k = 0,4363$ $\mu = 1$ $k_0 = 1$ $k_1 = 20$ $k_2 = 1$ $k_3 = 0$	$a = 50$ $b = 1$ $\Phi = 0,0087$ $k_{i1} = 4$ $k_{p1} = 3$ $k_{d1} = 2$ $k_{i2} = 0,5$ $k_{p2} = 5$ $k_{d2} = 1$	$k_0 = 6$ $k_1 = 8$ $k_2 = 2$ $k_{12} = 4$ $k = 0,03$	$k_i = 5$ $k_p = 60$ $k_d = 5$

$V$		$k = -0,04$ $\mu = 4$ $k_0 = 0,2$ $k_1 = 0,2$ $k_2 = 0,7$ $k_3 = 0$	$a = 1$ $b = 1$ $\Phi = 2$ $k_{i1} = 1$ $k_{p1} = 2$ $k_{d1} = 0$ $k_{i2} = 0$ $k_{p2} = 3$ $k_{d2} = 0$	$k_0 = 0,4$ $k_1 = 0,9$ $k_2 = 11$ $k_{12} = 0,01$ $k = 0,00015$	
$H$		$k = 2,68$ $\mu = 50$ $k_0 = 0,05$ $k_1 = 0,3$ $k_2 = 0,8$ $k_3 = 0$	$a = 1$ $b = 10$ $\Phi = 3$ $k_{i1} = 0$ $k_{p1} = 2$ $k_{d1} = 1$ $k_{i2} = 0,5$ $k_{p2} = 2$ $k_{d2} = 2$	$k_0 = 0,02$ $k_1 = 7$ $k_2 = 14$ $k_{12} = 3$ $k = 0,002$	$k_i = 0,001$ $k_p = 0,009$ $k_d = 0,008$
$\phi$	$k_i = 0$ $k_p = 1$ $k_d = 0,2$	$k = 0,6981$ $\mu = 2$ $k_0 = 0,9$ $k_1 = 1$ $k_2 = 1$ $k_3 = 0$	$a = 1$ $b = 20$ $\Phi = 0,02$ $k_{i1} = 1,5$ $k_{p1} = 2$ $k_{d1} = 0$ $k_{i2} = 1,5$ $k_{p2} = 2$ $k_{d2} = 0$	$k_0 = 0,1$ $k_1 = 4$ $k_2 = 0,5$ $k_{12} = 5$ $k = 0,3$	$k_i = 0$ $k_p = 2$ $k_d = 0$
$\psi$		$k = 0,0175$ $\mu = 15$ $k_0 = 0,01$ $k_1 = 1,5$ $k_2 = 4$ $k_3 = 1$	$a = 1$ $b = 4$ $\Phi = 0,035$ $k_{i1} = 0,5$ $k_{p1} = 2$ $k_{d1} = 0$ $k_{i2} = 0$ $k_{p2} = 3$ $k_{d2} = 0$	$k_0 = 0,21$ $k_1 = 6,5$ $k_2 = 0,35$ $k_{12} = 18$ $k = 0,006.$	$k_i = 0$ $k_p = 20$ $k_d = 0$
$Y$					$k_i = 0$ $k_p = 0,0015$ $k_d = 0,0025$

## APÊNDICE B – DEMAIS GRÁFICOS DAS SIMULAÇÕES REALIZADAS NA SEÇÃO 4.9

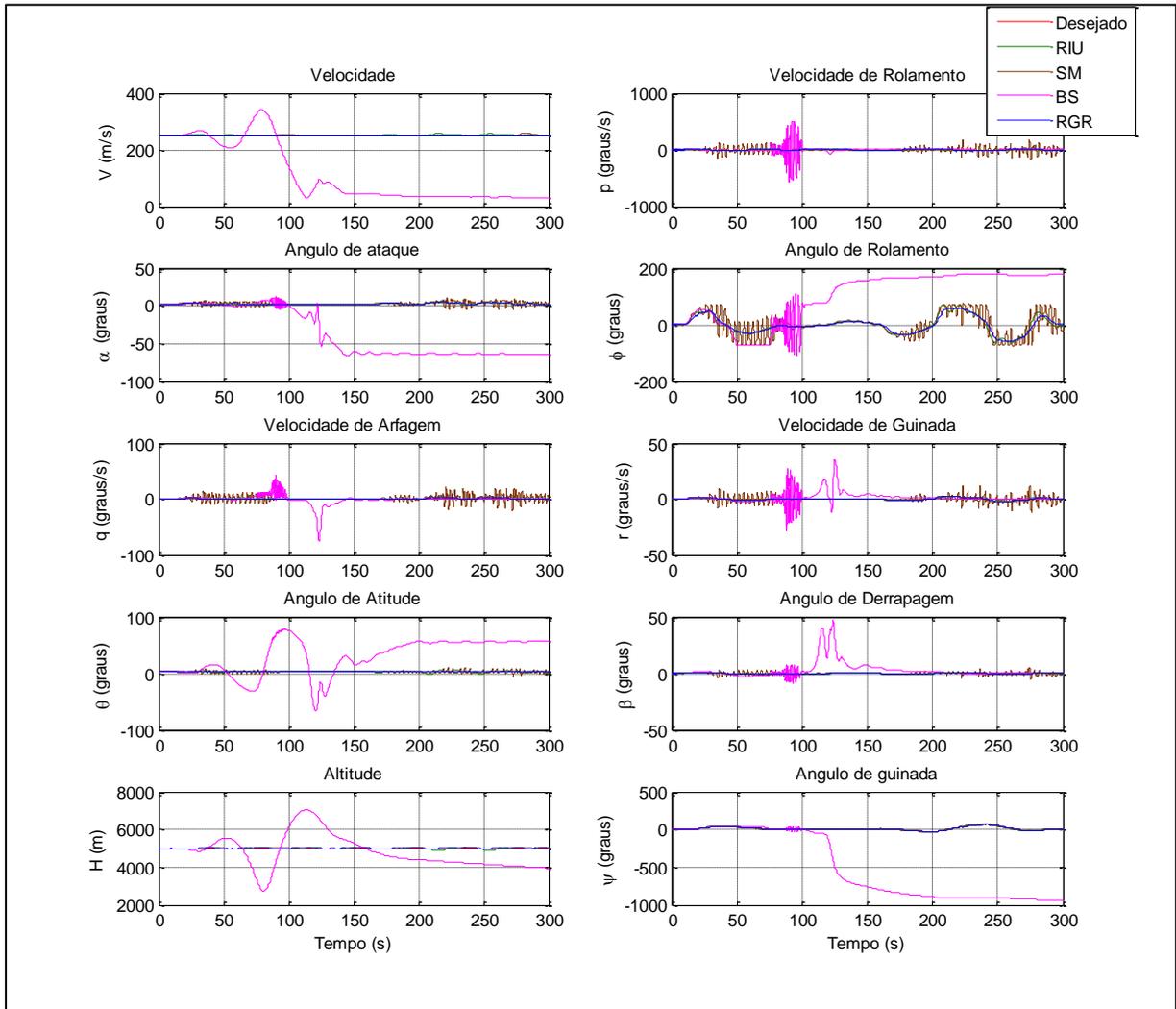


Figura 63 – Variáveis de estado da trajetória sem falhas (com *Backstepping*).

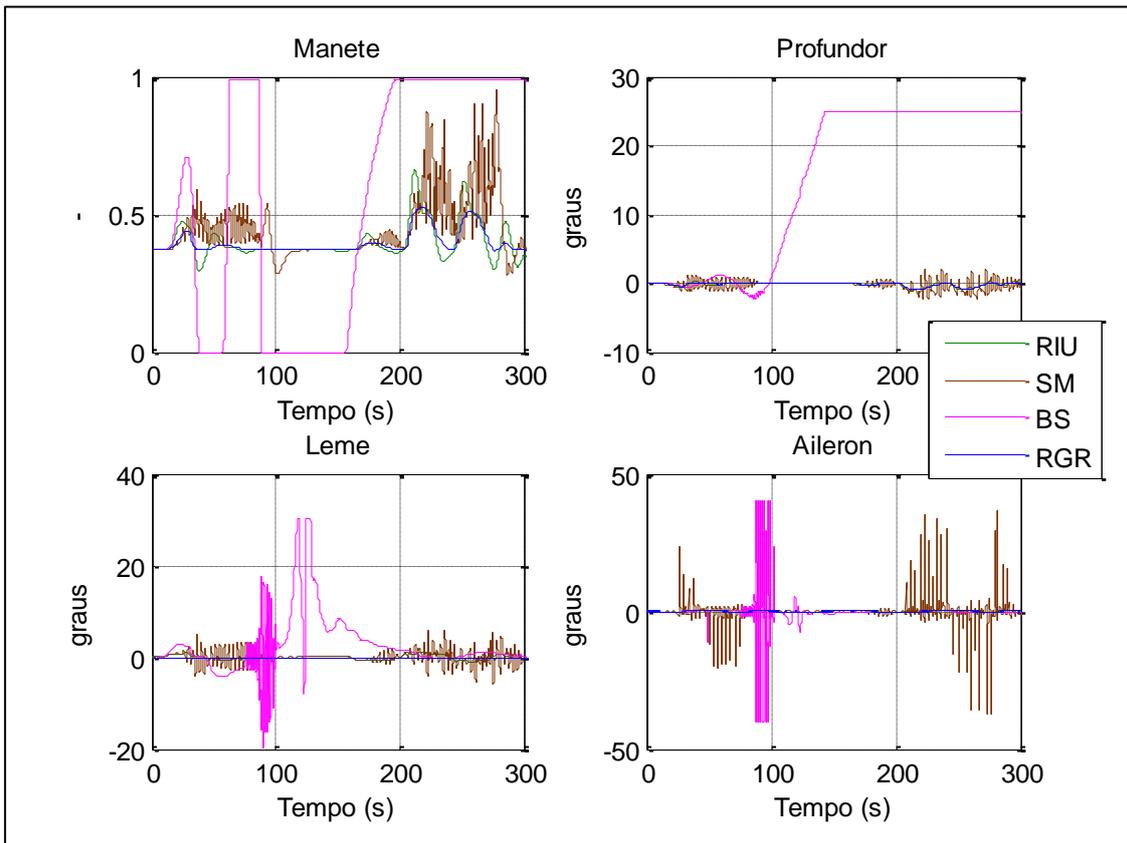


Figura 64 – Comandos da trajetória sem falhas (com *Backstepping*).

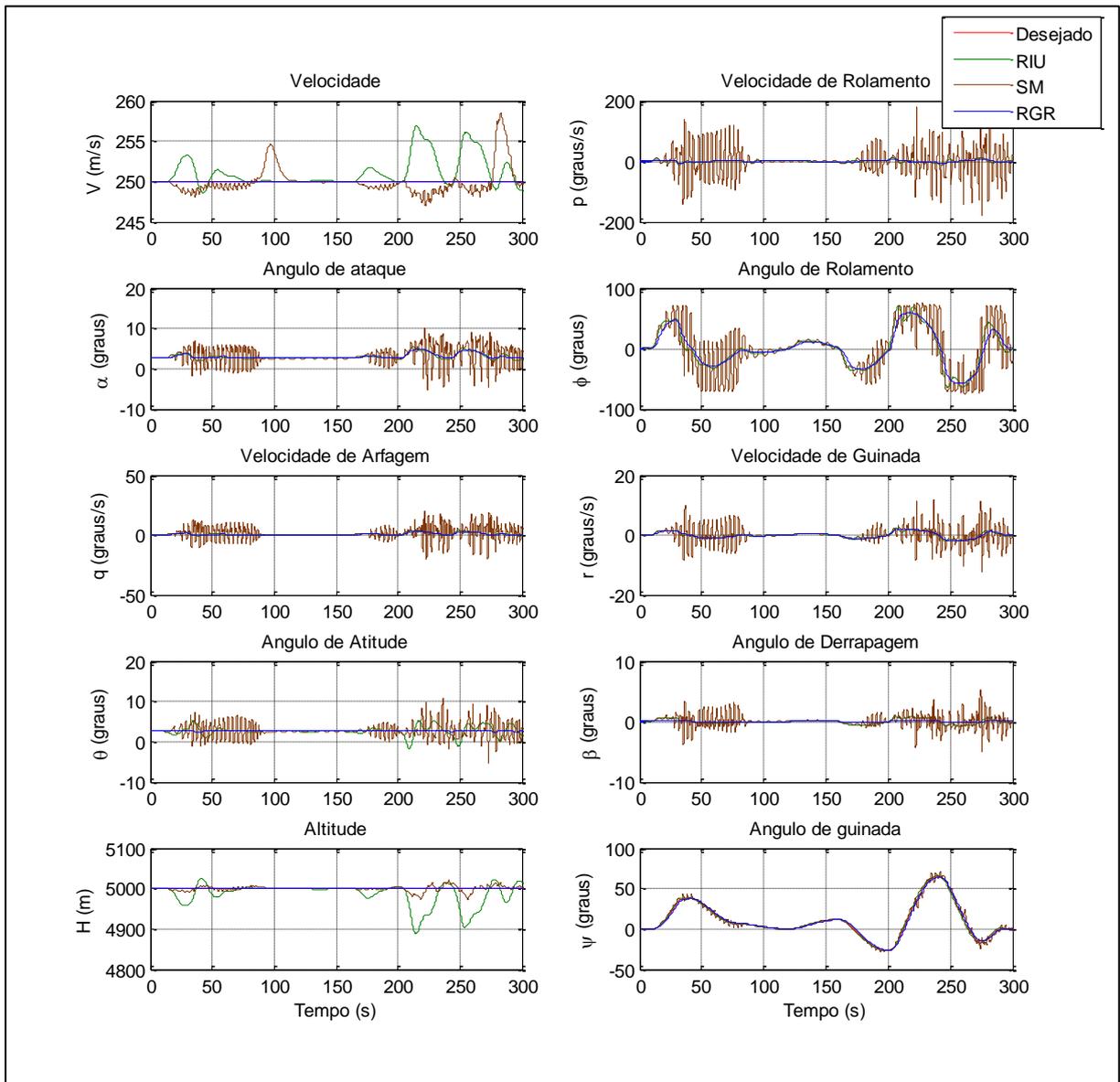


Figura 65 – Variáveis de estado da trajetória sem falhas.

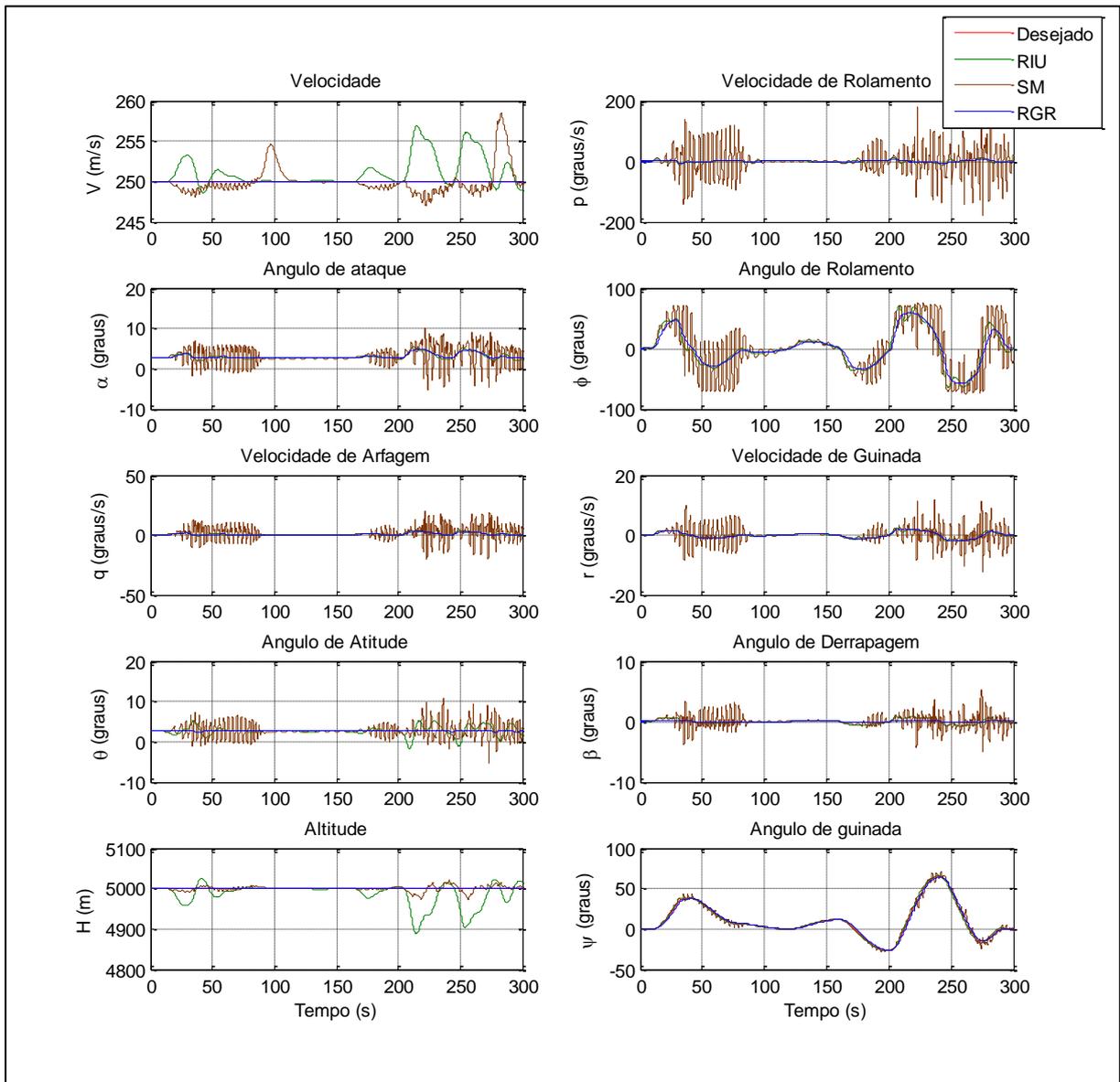


Figura 66 – Variáveis de estado da trajetória com  $\delta_{pe} = 0^\circ$  e  $\delta_{ae} = 0^\circ$  com sistema de compensação desligado.

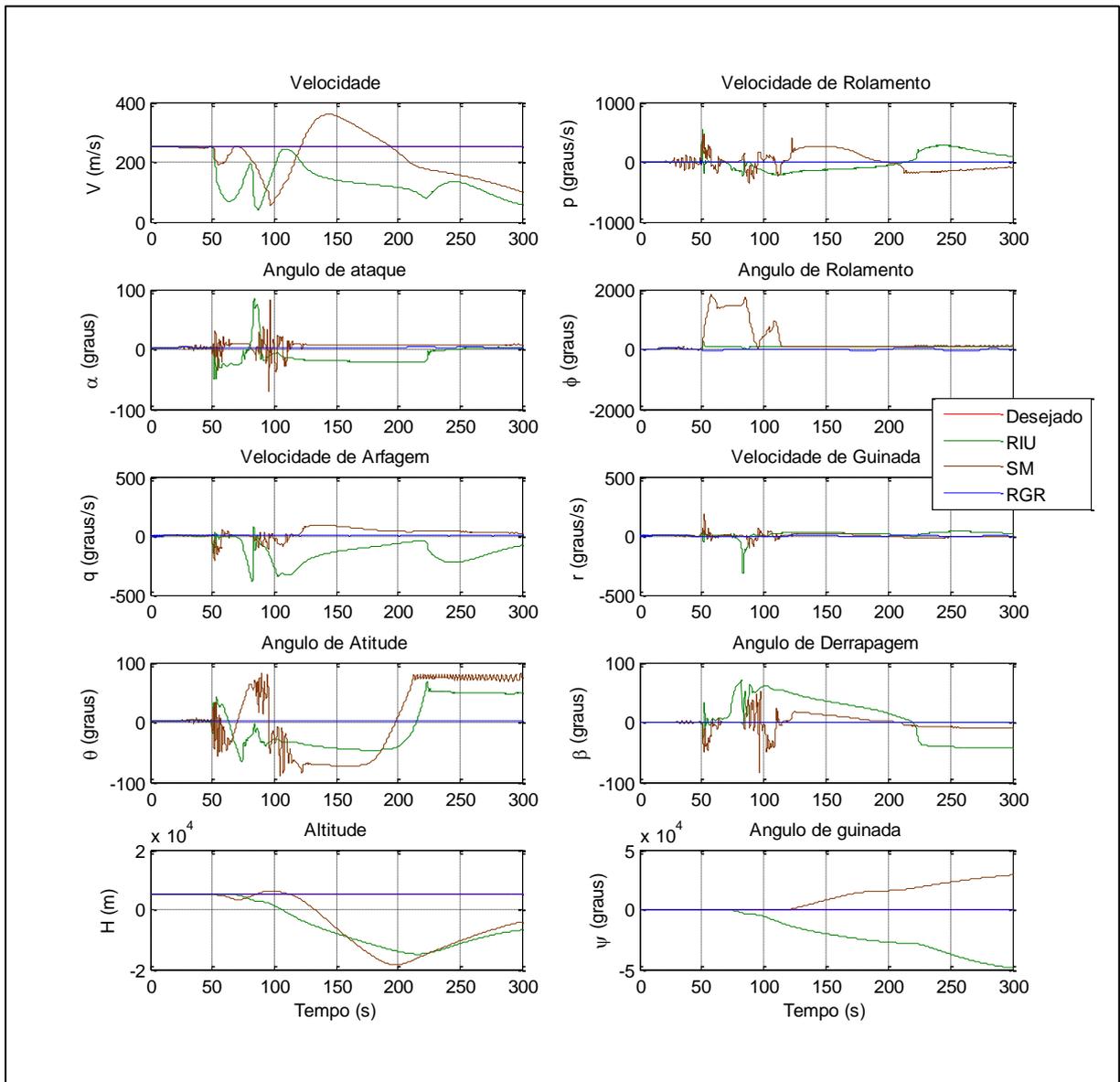


Figura 67 – Variáveis de estado da trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação desligado.

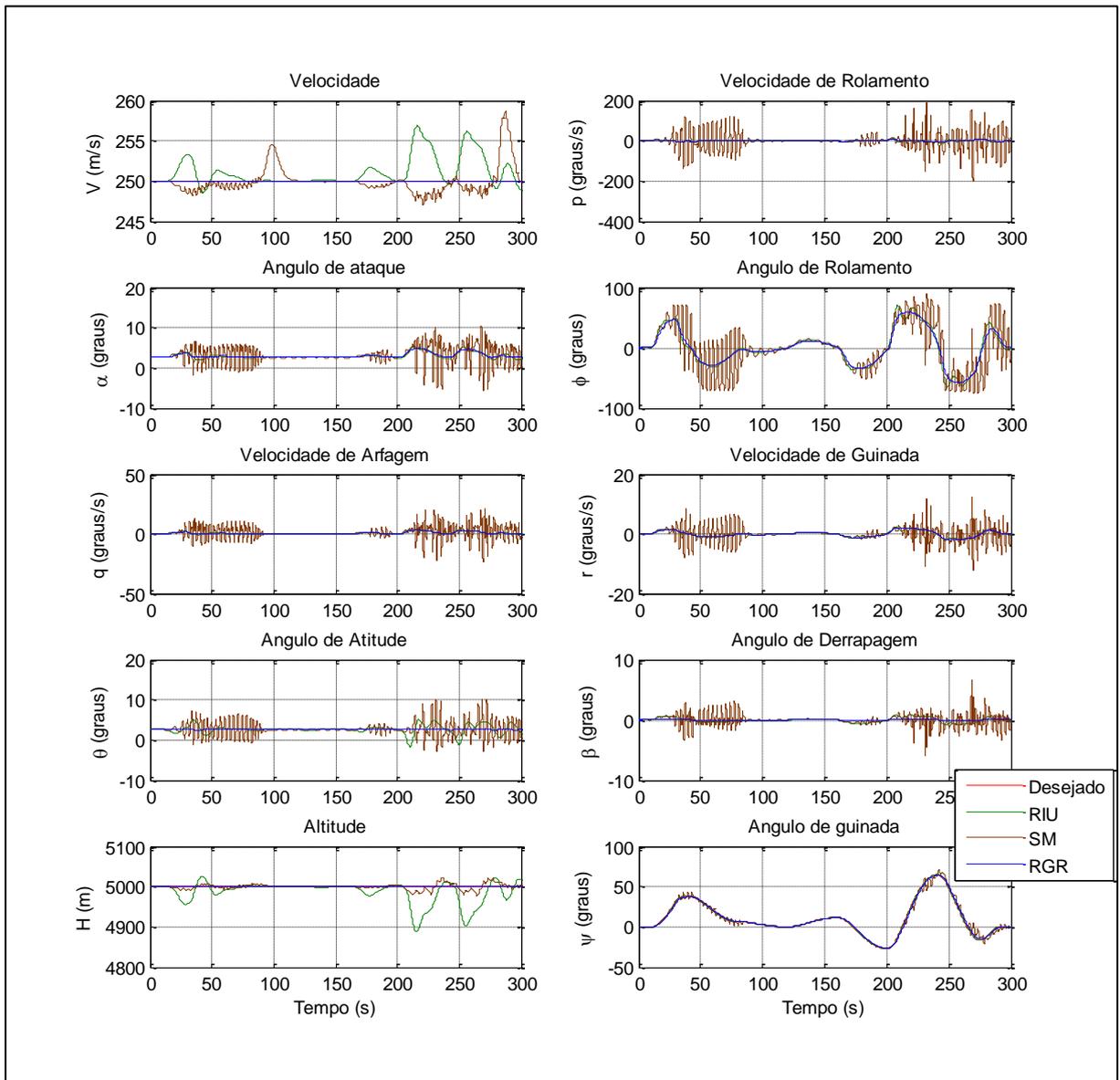


Figura 68 – Variáveis de estado da trajetória com  $\delta_{pe} = 20^\circ$  e  $\delta_{ae} = 30^\circ$  com sistema de compensação ligado.

## **APÊNDICE C – INFLUÊNCIA DA IMPLEMENTAÇÃO DE MODELOS DE ATUADORES**

Como mencionado anteriormente, neste apêndice serão apresentadas algumas simulações com modelo de atuador, a fim de verificar o efeito da implementação direta dos mesmos. Desde já, vale ressaltar que os ajustes dos ganhos para todos os controladores foram realizados sem a modelagem dos atuadores, logo, uns poderão apresentar bons resultados e outros não. Assim, não se atribui a capacidade de controle a técnica de maneira geral, mas sim ao ajuste de ganhos que não tinha sido realizado para tratar este caso.

Para os profundos, foram estipulados valores de deflexão máxima em  $25^\circ$ , e taxa de deflexão máxima de  $60^\circ/s$ . Para o aileron, foram estipulados valores de deflexão máxima em  $40^\circ$ , e taxa de deflexão máxima de  $80^\circ/s$ . Estes valores foram definidos com base em valores convencionais de deflexões utilizados na aviação.

Primeiramente, foi realizada a mesma simulação para o ângulo de rolamento sem falhas, onde foi desejado um degrau de  $30^\circ$ , porém com a inclusão do modelo dos ailerons. O resultado desta simulação se encontra na Figura 69.

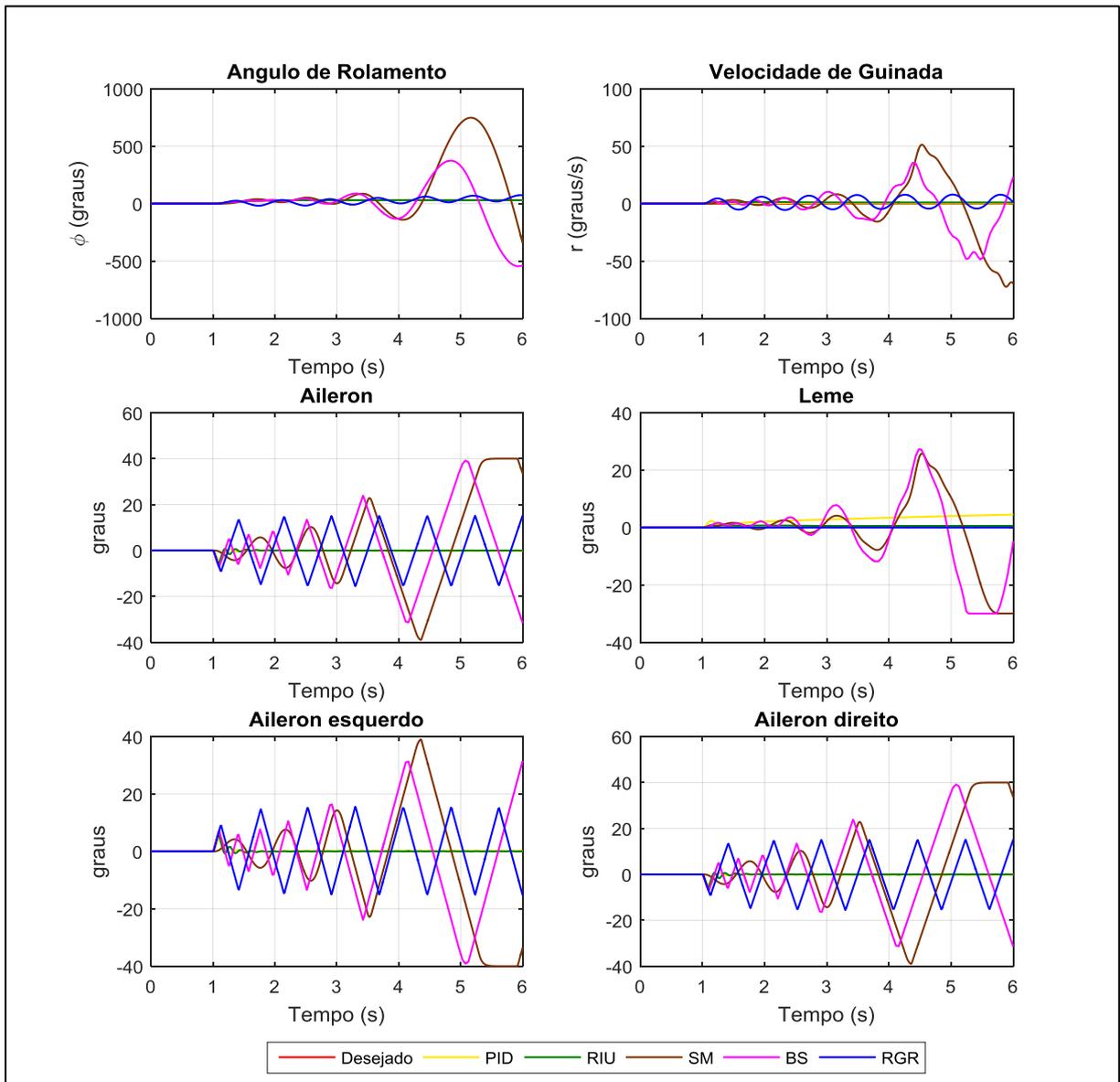


Figura 69 – Controle do ângulo de rolamento com atuador sem falhas.

Pode ser observado na Figura 69 que o *Sliding Mode* e o *Backstepping* apresentaram resultados muito diferentes dos demais e do caso sem o modelo dos atuadores. A Figura 70 traz a mesma simulação sem estes dois controladores.

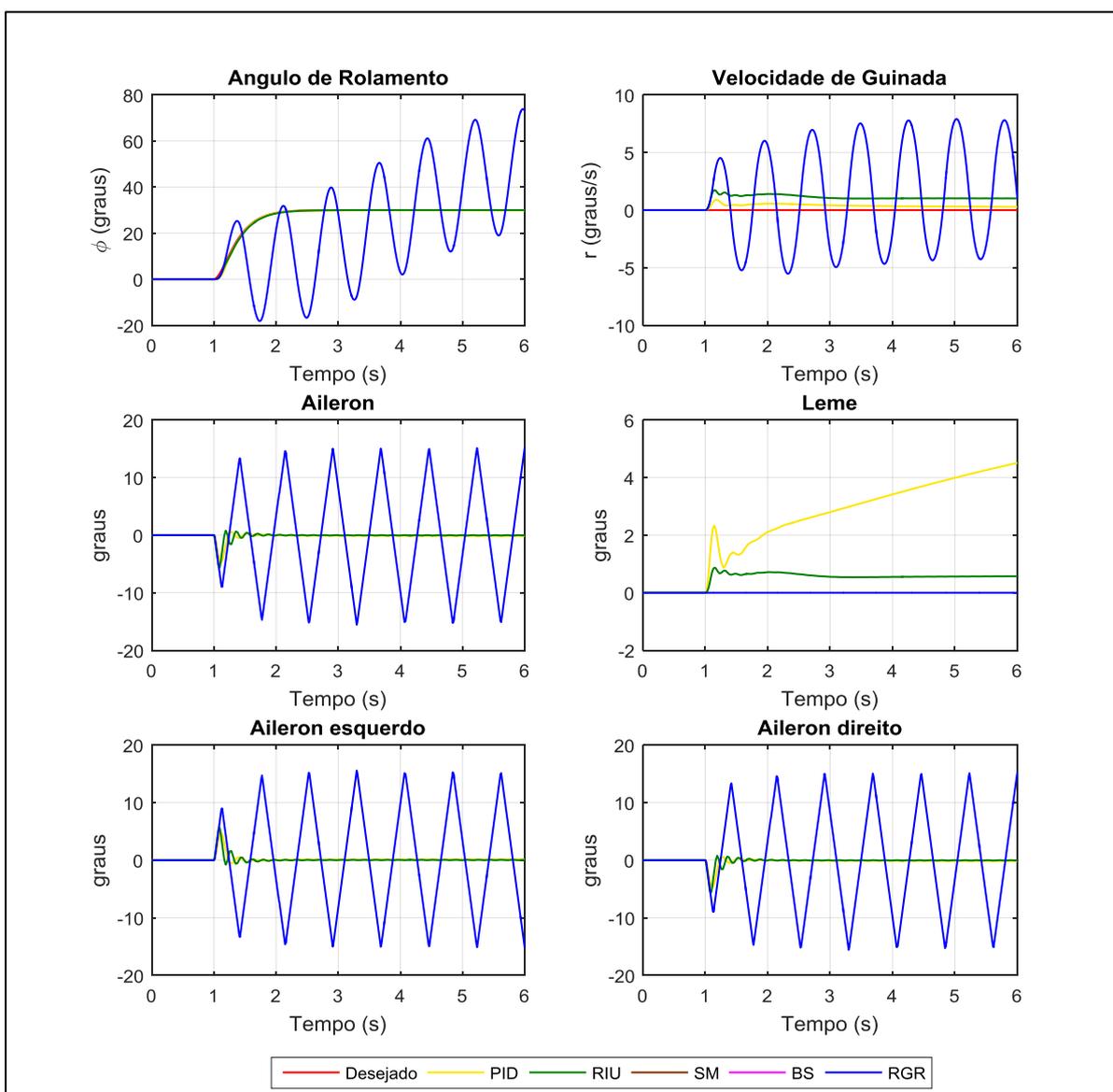


Figura 70 – Controle do ângulo de rolamento com atuador sem falhas (sem SM e BS).

Na Figura 70 é possível verificar que o PID e o RIU apresentaram bons resultados para o controle desta variável com a modelagem do atuador. Embora tenha apresentado resultados melhores que o SM e o BS, o RGR não foi capaz de realizar tal controle satisfatoriamente.

Como já mencionado, a capacidade de efetuar o controle com qualidade está diretamente associada ao ajuste de ganhos. Isso acontece porque a introdução do modelo do atuador limita as taxas de deflexão, o que muda a dinâmica do sistema. Se, com um determinado controlador, para o controle da mesma variável sem o atuador, os comandos atingiam taxas de deflexões maiores que os limites aqui impostos, então, certamente a aeronave não terá o mesmo comportamento, pois as deflexões comandadas não serão as mesmas. Então, uma vez que a dinâmica é alterada, a variável controlada não converge para o valor desejado da mesma forma, isto é, com diferente tempo de resposta, diferente velocidade de aproximação, etc. Estas mudanças fazem com que as influências dos ganhos no cálculo dos comandos tenham

pesos muito diferentes, alterando assim a capacidade do controlador em estabilizar a variável no valor desejado.

A seguir, a mesma análise realizada para o controle do ângulo de rolamento será realizada para o controle do ângulo de atitude, permitindo assim analisar também a influência da modelagem dos profundores. A Figura 72 traz o resultado da mesma simulação para o ângulo de atitude sem falhas, onde foi desejado um degrau com valor inicial de  $2,56^\circ$  (condição de equilíbrio) e amplitude de  $5^\circ$ , porém aqui com a implementação do modelo dos profundores.

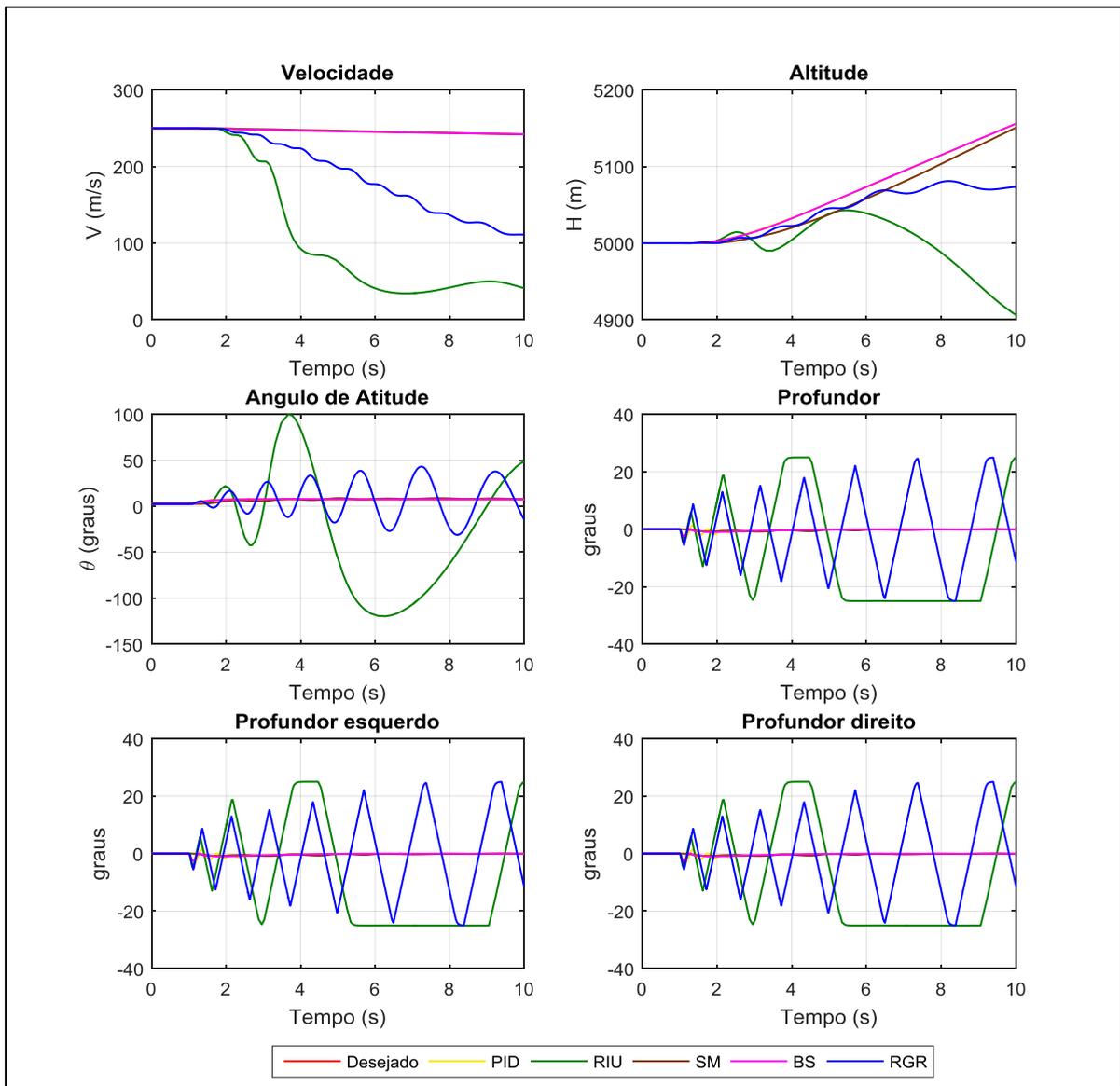


Figura 71 – Controle do ângulo de atitude com atuador sem falhas.

Na Figura 71 é possível verificar que para este caso o Regulador Integrativo Universal e a Regressão do Grau Relativo apresentaram resultados muito diferentes dos demais controladores, sendo insatisfatórios para tal manobra com a modelagem dos profundores

implementada. Para que seja possível analisar os demais controladores, a Figura 72 traz a mesma simulação, porém sem o RIU e o RGR.

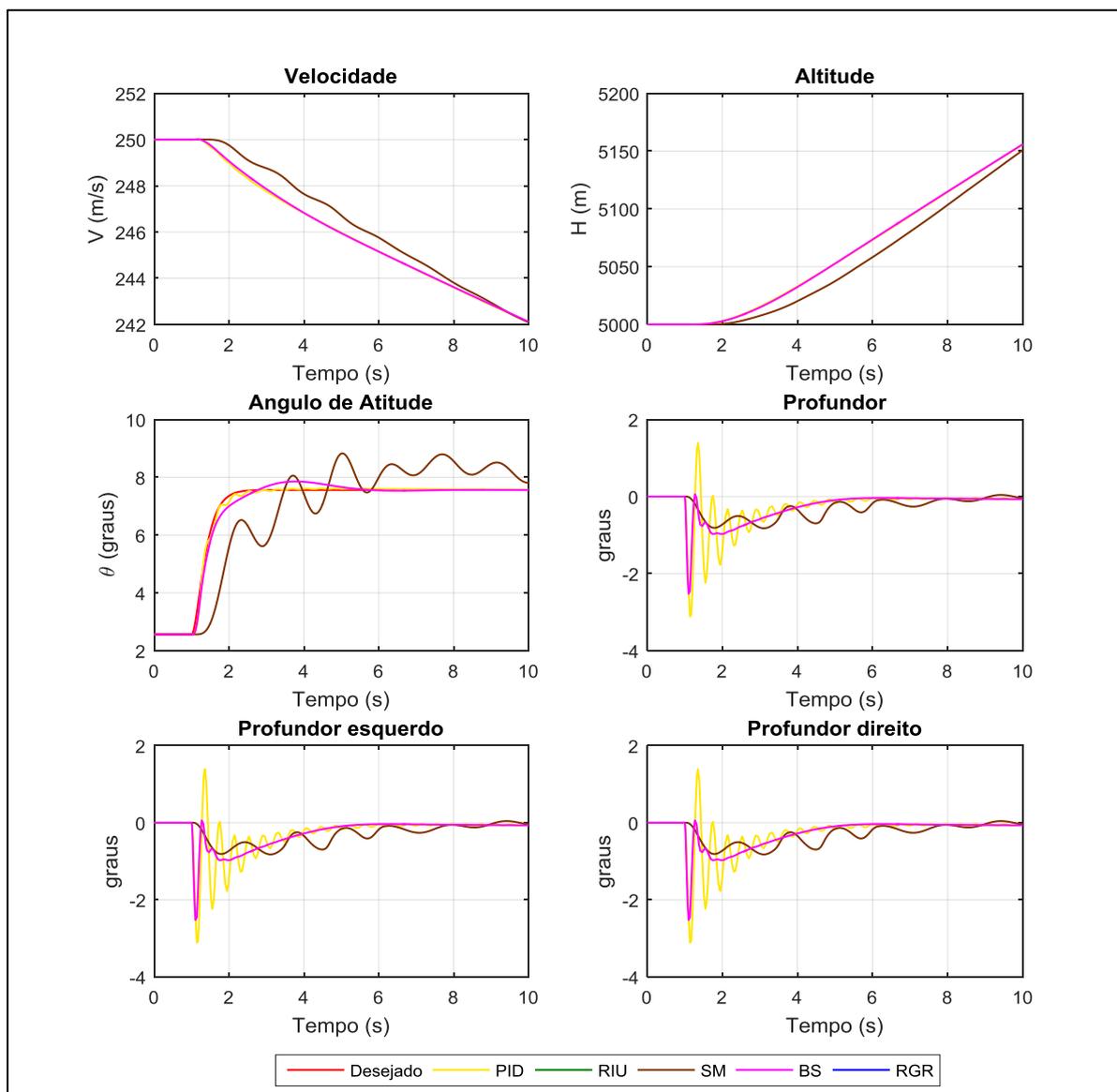


Figura 72 – Controle do ângulo de atitude com atuador sem falhas (sem RIU e RGR).

Se compararmos a Figura 71 com a Figura 25, observa-se para estes controladores o comportamento do sistema é muito parecido ao caso sem o modelo dos atuadores. O *Sliding Mode* continua apresentando as oscilações de outrora, o *Backstepping* continua apresentando o mesmo sobressinal e o PID continua a controlar a variável com a mesma qualidade, praticamente sobrepondo a curva desejada.

Conclui-se que alguns controladores apresentaram comportamento muito diferente após a implementação do modelo dos atuadores, outros mantiveram sua resposta parecida com outrora. Ficou evidente que isso varia dependendo da variável controlada, sustentando ainda mais a ideia de que a capacidade/incapacidade de controlar as variáveis com tal implementação está associada ao ajuste dos ganhos, que dependem da dinâmica do sistema.