

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

COMPARAÇÃO DO DESEMPENHO DE DIFERENTES TÉCNICAS DE
CONTROLE APLICADAS A DINÂMICA DE VOO DE AERONAVES

RAFAELLA BARRÊTO CAMPOS

Itajubá, 17 de Fevereiro de 2017

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

RAFAELLA BARRÊTO CAMPOS

COMPARAÇÃO DO DESEMPENHO DE DIFERENTES TÉCNICAS DE
CONTROLE APLICADAS A DINÂMICA DE VOO DE AERONAVES

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. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior

Co-orientador: Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa

Itajubá, 17 de Fevereiro de 2017

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

RAFAELLA BARRÊTO CAMPOS

COMPARAÇÃO DO DESEMPENHO DE DIFERENTES TÉCNICAS DE
CONTROLE APLICADAS A DINÂMICA DE VOO DE AERONAVES

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

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior
Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa
Prof. Dr. Alexandre Carlos Brandão Ramos
Prof. Dr. Marco Túlio Santana Alves

Itajubá

2017

Dedicatória

*Aos meus pais, avós e irmão,
pela dedicação, amor e esforço incondicional.*

*Aos meus professores,
pelo ensino e crescimento profissional,*

*Ao Bruno,
pelo apoio, companheirismo e amor.*

Agradecimentos

À Deus que me iluminou me conduzindo e renovando minhas forças nessa jornada.

A toda minha família, pelo incentivo e suporte durante esses anos, principalmente aos meus pais, avós e irmão, pela confiança, compreensão e carinho.

Ao meu namorado Bruno, pelo carinho, apoio, companheirismo e compreensão.

Ao meu orientador e co-orientador, prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Júnior e prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa, pelo valioso conhecimento transmitido, persistência e confiança no meu trabalho.

Aos amigos, Yohan, Nycolas e Cauê, pela dedicação e ajuda neste trabalho, além dos conhecimentos transmitidos.

Ao Grupo de Pesquisa em Mecânica Computacional (GEMEC) da UNIFEI pelo apoio nesta pesquisa e as amizades cultivadas nele.

Aos professores e funcionários do Instituto de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Itajubá, os quais tiveram disponibilidade e paciência para auxiliar e apoiar-me nesta jornada.

A FAPEMIG pelo apoio financeiro que permitiu a realização deste trabalho.

“Once you stop learning, you start dying”

Albert Einstein

RESUMO

CAMPOS R.B. (2017), 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.

As aeronaves nem sempre têm qualidades de voo adequadas e estudos visando uma melhora neste quesito vem sendo feitos por diferentes pesquisadores. 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 que auxiliam o piloto no comando da aeronave. Esta estratégia vem sendo bastante avaliada e estudada na indústria aeronáutica moderna. O presente trabalho apresenta um estudo detalhado, via simulações numéricas e controle de voo, acerca do uso de leis de controle para controlar a dinâmica de duas aeronaves: uma aeronave rígida e outra flexível. As leis de controle utilizadas foram i) controle proporcional derivativo integrativo, ii) regulador integrativo universal, iii) inversão dinâmica e iv) *sliding mode*. As aeronaves utilizadas foram Mirage III que é uma aeronave rígida e uma aeronave flexível, com a metodologia NFNS_s (*Non Linear Flight Dynamics – Non Linear Structural Dynamics, strain based formulation*), NFNS_s190 (AEROFLEX), buscando um maior desempenho dos sistemas de controle, sem afetar a segurança de voo. Foi realizada uma comparação dessas técnicas de controle com base em resultados de simulações feitas para verificar o desempenho e sintonia dos controladores. Foram notadas diferenças entre os tipos de controle. As causas encontradas para estas diferenças indicam algumas melhorias necessárias na obtenção dos ganhos ótimos para obter melhores resultados. Os resultados demonstram eficácia das leis de controle projetadas.

Palavras-chave: aeronave flexível, simulação de voo, controle de voo, leis de controle, controle PID, regulador integrativo universal, inversão dinâmica, *sliding mode*, controle não linear.

ABSTRACT

CAMPOS R.B. (2017), Comparison of the performance of different control techniques applied to aircraft dynamics, 148p. Dissertation, Master in Materials and Processes Project - Institute of Mechanical Engineering, Federal University of Itajubá.

The aircraft do not always have adequate flying qualities and studies aiming for an improvement in this issue have been done by different researchers. One way to improve aircraft flight qualities without major changes in aircraft design is through the implementation of flight control laws that assist the pilot in command of the aircraft. This strategy has been widely evaluated and studied in the modern aeronautical industry. The present work presents a detailed study, through numerical flight simulations, about the use of control laws to control the dynamics of two airplanes: a rigid aeroplane and a flexible one. The control laws used were i) proportional integrative derivative, ii) universal integrative regulator, iii) dynamic inversion, and iv) sliding mode. The aircraft used were Mirage III which is a rigid aircraft and a flexible aircraft, using the NFNS_s (Non Linear Structural Dynamics, strain based formulation) methodology, NFNS_s190 (AEROFLEX), seeking a higher performance of control systems, without affecting flight safety. A comparison of these control techniques was performed based on results of simulations performed to verify the performance and tuning of the gain controllers. Differences between control types were noted. The causes found for these differences indicate some improvements needed to obtain the optimal gains for better results. The results demonstrate the effectiveness of the designed control laws.

Key words: flexible aircraft, flight simulation, flight control, control laws, PID control, universal integrative regulator, dynamic inversion, sliding mode pure.

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Sistemas de eixos do corpo (origem no centro de massa) (LEWIS & STEVENS, 1992)	11
Figura 2.2 – Movimentos de uma aeronave sobre seus eixos (HOMA, 2013).....	13
Figura 2.3 – Representação dos ângulos de Euler (wikipedia)	14
Figura 2.4 – Forças aerodinâmicas externas em um voo simétrico (ETKIN, 1996).....	19
Figura 2.5 – Posição do elemento de massa (WASZAK & SCHMIDT, 1988)	24
Figura 3.1 – Tipos de equilíbrio (PEREIRA, 2015)	31
Figura 3.2 – Sistema estaticamente estável e dinamicamente instável (PEREIRA, 2015)	33
Figura 3.3 – Sistema estaticamente estável e dinamicamente estável (PEREIRA, 2015)	33
Figura 4.1 – Controle em malha aberta	38
Figura 4.2 – Controle em malha fechada	39
Figura 4.3 – Modelo de diagrama de blocos.....	39
Figura 4.4 – Dassault Mirage III (aerospacewe.org)	40
Figura 4.5 – Embraer 190 (SMARTCOCKPIT, 2011).....	41
Figura 4.6 – Comportamento da aeronave Mirage III livre de comandos ou perturbações	43
Figura 4.7 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de profundor	45
Figura 4.8 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de ailerons	46
Figura 4.9 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de leme	47
Figura 4.10 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de manete	48
Figura 4.11 – Diagrama de blocos do controle PID (PUHLMANN, 2014).....	50
Figura 4.12 – Representação do modelo PID implementado no Mirage III.....	51
Figura 4.13 – Controle da taxa de arfagem	52
Figura 4.14 – Controle do ângulo de ataque.....	53
Figura 4.15 – Controle do ângulo de atitude	54
Figura 4.16 – Controle da velocidade e altitude.....	55
Figura 4.17 – Controle do ângulo de rolamento	56
Figura 4.18 – Controle do ângulo de proa	57

Figura 4.19 – Diagrama de blocos do controle PID no NFNS_190s.....	58
Figura 4.20 – Controle da taxa de arfagem	59
Figura 4.21 – Controle do ângulo de ataque.....	60
Figura 4.22 – Controle do ângulo de atitude	61
Figura 4.23 – Controle do ângulo de rolamento	62
Figura 4.24 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave Mirage III	65
Figura 4.25 – Controle da taxa de arfagem	66
Figura 4.26 – Controle do ângulo de ataque.....	67
Figura 4.27 – Controle do ângulo de atitude	68
Figura 4.28 – Controle da velocidade e altitude	69
Figura 4.29 – Controle do ângulo de rolamento	71
Figura 4.30 – Controle do ângulo de proa.....	72
Figura 4.31 – Diagrama de blocos do controle regulador integrativo universal para um sistema de grau relativo 4 no NFNS_190s	73
Figura 4.32 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave NFNS_190s	74
Figura 4.33 – Controle da taxa de arfagem	76
Figura 4.34 – Controle do ângulo de ataque.....	77
Figura 4.35 – Controle do ângulo de atitude	78
Figura 4.36 – Controle da velocidade e altitude	81
Figura 4.37 – Controle da velocidade e altitude em 5s.....	82
Figura 4.38 – Degrau de altitude de 100m positivo.....	83
Figura 4.39 – Degrau de altitude de 100m negativo.....	83
Figura 4.40 – Controle do ângulo de rolamento	85
Figura 4.41 – Controle do ângulo de rolamento sem atuação do leme	86
Figura 4.42 – Sistemas de controle em malha fechada (LUBAS, 2008).....	88
Figura 4.43 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica no Mirage III	90
Figura 4.44 – Controle da taxa de arfagem	91
Figura 4.45 – Controle do ângulo de ataque.....	93
Figura 4.46 – Controle do ângulo de atitude	94
Figura 4.47 – Controle do ângulo de rolamento	96
Figura 4.48 – Controle do ângulo de proa.....	97

Figura 4.49 – Controle da taxa de guinada.....	98
Figura 4.50 – Controle da taxa de rolamento	99
Figura 4.51 – Diagrama de blocos do controle <i>sliding mode</i> no Mirage III.....	104
Figura 4.52 – Controle da taxa de arfagem	105
Figura 4.53 – Controle do ângulo de ataque.....	106
Figura 4.54 – Controle do ângulo de atitude	107
Figura 4.55 – Controle do ângulo de rolamento	108
Figura 4.56 – Controle do ângulo de proa.....	109
Figura 4.57 – Controle da taxa de guinada.....	110
Figura 4.58 – Controle da taxa de rolamento	111
Figura 5.1 – Comparação das leis de controle.....	113

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

b	Envergadura (m)
$\bar{c}$	Corda media aerodinâmica (m)
$c_1, c_2, c_3, c_4, c_5, c_6, c_7, c_8$ e c_9	Constantes associadas a momentos de inércia de massa em aeronaves rígidas
C_D	Coeficiente de arrasto
C_{D0}	Coeficiente de arrasto para a condição de sustentação nula
C_L	Coeficiente de sustentação
C_{Lq}	Derivada (de estabilidade) de C_L (da aeronave toda) com relação a taxa de arfagem (q)
C_{L0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo
$C_{L\alpha}$	Derivada de C_L com relação ao ângulo de ataque α
$C_{L\delta_e}$	Derivada de C_L com relação a deflexão de profundor (δ_e)
C_l	Coeficiente de momento de rolamento
$C_{l\beta}$	Derivada de C_l com relação ao ângulo de derrapagem (β)
C_{lp}	Derivada de C_l com relação a taxa de rolamento (p)
C_{lr}	Derivada de C_l com relação a taxa de guinada (r)
$C_{l\delta_a}$	Derivada de C_l com relação a deflexão de aileron (δ_a)
C_{lr}	Derivada de C_l com relação a deflexão de leme (δ_r)
C_m	Coeficiente de momento de arfagem
C_{m0}	Coeficiente de momento de arfagem para ângulo de ataque nulo
$C_{m\alpha}$	Derivada de C_m com relação ao ângulo de ataque (α)
C_{mq}	Derivada de C_m com relação a taxa de arfagem (q)
$C_{m\delta_e}$	Derivada de C_m com relação a deflexão de profundor
C_n	Coeficiente de momento de guinada
$C_{n\beta}$	Derivada de C_n com relação ao ângulo de derrapagem (β)
C_{np}	Derivada de C_n com relação a taxa de rolamento (p)
C_{nr}	Derivada de C_n com relação a taxa de guinada (r)
$C_{n\delta_a}$	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	Coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo x aerodinâmico
C_y	Coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo y aerodinâmico
C_{ya}	Coeficiente de força lateral
$C_{y\beta}$	Derivada de C_y com relação ao ângulo de derrapagem (β)
$C_{y\delta_r}$	Derivada de C_y com relação a deflexão de leme (δ_r)
C_z	Coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo z aerodinâmico
D	Força de arrasto (N)
e_i	Derivada de e , de ordem $i-1$, $i=1,2,\dots,p$
$e(t)$	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)
$f(.)$ e $g_i(.)$	Campos vetoriais
g	Aceleração gravitacional (m/s^2)
$G_c(s)$	Função de transferência
h	Altitude (deslocamento no eixo $-z$ inercial) (m)
$h_i(.)$	Funções suaves em D
i_h	Ângulo do estabilizador horizontal (rad)
I_x	Momento de inércia de massa em torno do eixo x do corpo ($kg.m^2$)
I_{xz}	Produto de inércia de massa com relação aos eixos x e z do corpo ($kg.m^2$)
I_y	Momento de inércia de massa em torno do eixo y do corpo ($kg.m^2$)
I_z	Momento de inércia de massa em torno do eixo z do corpo ($kg.m^2$)
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
$\overrightarrow{M_R}$	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 p
p	Taxa de rolamento no sistema de eixos do corpo (graus/s)
q	Taxa de arfagem no sistema de eixos do corpo (graus/s)
r	Taxa de guinada no sistema de eixos do corpo (graus/s)
$r(t)$	Trajetoória desejada
S	Superfície de deslizamento
$S(x)$	Superfície de escorregamento (deslizamento)
s	Superfície
$\text{sat}(\cdot)$	Suavização do termo descontínuo $\text{sgn}(\cdot)$
T_d	Tempo derivativo
T_i	Tempo integral
u	Velocidade da aeronave no eixo longitudinal do sistema de eixos do corpo (graus/s)
v	Velocidade da aeronave no eixo lateral do sistema de eixos do corpo (graus/s)
$\vec{V}$	Vetor velocidade do corpo
V_{som}	Velocidade do som
V_T	Velocidade total do avião no sistema de eixos aerodinâmico (graus/s)
w	Velocidade da aeronave no eixo vertical do sistema de eixos do corpo (graus/s)

$w(t)$	Sinal externo contínuo (com exceção de número finito de descontinuidades)
X	Força externa resultante no eixo x do corpo (N)
x	Deslocamento horizontal no eixo x inercial (m)
Y	Força externa resultante no eixo y do corpo (N)
y	Deslocamento horizontal no eixo y inercial (m)
$y(t)$	Saída do controle
Z	Força externa resultante no eixo z do corpo (N)
α	Ângulo de ataque (rad)
θ	Ângulo de atitude (rad)
φ	Ângulo de rolamento (rad)
Ψ	Ângulo de guinada (rad)
β	Ângulo de derrapagem (rad)
$\vec{\omega}$	Vetor velocidade angular do corpo
ρ	Massa específica do ar (kg/m^3)
ρ_{mar}	Massa específica do ar ao nível do mar (kg/m^3)
ρ	Grau relativo
δ_e	Deflexão de profundor (rad)
δ_a	Deflexão de aileron (rad)
δ_r	Deflexão de leme (rad)
δ_π	Deflexão na manete de combustível
δ_i	Funções contínuas em $D \times W$
ζ	Vetor de parâmetros constantes não conhecidos pertencente a um conjunto compacto $\Theta \subset \mathbb{R}^p$
μ	Espessura da camada limite
σ	Integrador condicional
η	Constante positiva
λ	Constante do projeto positiva, que está relacionada com a taxa em que o erro de rastreamento tende a zero quando o sistema já atingiu a superfície
ϕ	Camada limite
$\tilde{y}$	Dinâmica do erro de rastreamento

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	1
1.1	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	5
1.2	OBJETIVOS.....	7
1.3	DESAFIOS CIENTÍFICOS.....	8
1.4	ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO	8
2	CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE VOO.....	10
2.1	SISTEMAS DE EIXOS E GRAUS DE LIBERDADE.....	10
2.2	EQUAÇÕES DE MOVIMENTO.....	15
2.2.1	Aeronave de asa rígida (Mirage III)	15
2.2.2	Aeronave de asa flexível (NFNS_190s)	24
3	INFORMAÇÕES QUE PODEM SER	
	ANALISADAS NAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS	30
3.1	TRIMABILIDADE	30
3.2	EQUILÍBRIO E ESTABILIDADE	30
3.3	AUTORIDADE DE CONTROLE	34
3.4	QUALIDADES DE VOO.....	35
4	TEORIAS DE CONTROLE E SIMULAÇÕES	
	NUMÉRICAS.....	36
4.1	SIMULAÇÕES NUMÉRICAS DAS AERONAVES MIRAGE III.....	41
4.1.1	Análise de estabilidade e equilíbrio do Mirage III	42
4.1.2	Análises dinâmicas da aeronave com comandos pré-definidos.....	44
4.1.2.1	Doublet de profundor.....	44
4.1.2.2	Doublet de ailerons.....	45
4.1.2.3	Doublet de leme	47
4.1.2.4	Doublet de manete.....	48
4.1.3	Controle proporcional integrativo derivativo (PID).....	49

4.1.3.1	PID no Mirage III.....	50
4.1.3.2	PID no NFNS_190s	57
4.1.4	Regulador Integrativo Universal (RIU).....	62
4.1.4.1	RIU no Mirage III	65
4.1.4.2	RIU no NFNS_190s	72
4.1.4.2.1	Atuadores das superfícies de controle	75
4.1.5	Inversão dinâmica (ID)	86
4.1.5.1	Inversão no Mirage III	89
4.1.6	<i>Sliding Mode</i>	100
4.1.6.1	<i>Sliding Mode</i> no Mirage III.....	104
5	COMPARAÇÃO DAS TÉCNICAS DE	
	CONTROLE	112
6	CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA	
	TRABALHOS FUTUROS	114
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	116
	APENDICES	119

1 INTRODUÇÃO

Toda aeronave é projetada e desenvolvida para cumprir uma missão. Para que a missão seja cumprida é necessário a execução de manobras tais como decolagem, subida, aceleração, curvas, voo de cruzeiro, descida, pouso, dentro outras (SAINTIVE, 2012).

Para que estas manobras sejam feitas, no caso de aeronaves tripuladas ou remotamente pilotadas, faz-se necessário que o piloto comande as tarefas de forma adequada.

Já no caso de aeronaves não tripuladas (KRUPTA *et al.*, 2013), com controle autônomo, são sistemas de controle automático que comandam a aeronave.

No caso particular de aeronaves tripuladas, é importante que a aeronave apresente qualidades de voo satisfatórias. Entende-se por qualidades de voo, a capacidade do piloto comandar a aeronave com precisão e carga de trabalho adequada (ETKIN & REID, 1996).

Cabe ressaltar que nem sempre as aeronaves têm qualidades de voo adequadas e estudos visando uma melhora neste quesito vem sendo feitos por diferentes pesquisadores. 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. Esta estratégia vem sendo bastante avaliada e estudada na indústria aeronáutica moderna.

Devido à criticidade dos sistemas de controle de voo, a indústria aeronáutica e autoridades certificadoras têm usado técnicas de controle mais conhecidas e maduras (geralmente leis de controle lineares), mas que, não permitem extrair todo o desempenho de aeronaves, em certas aplicações/missões, como no caso de aeronaves de alto desempenho (caças) e de aeronaves muito flexíveis (SOUSA, 2013).

Por aeronaves flexíveis, entende-se aeronaves que sofrem consideráveis deformações estruturais quando sujeitas a carregamentos aerodinâmicos. Estas deformações estruturais afetam a geometria da aeronave, e este fato provoca a alteração dos esforços aerodinâmicos (SILVESTRE, 2007). Havendo alteração dos esforços aerodinâmicos, há efeitos na dinâmica de voo. Em resumo, a dinâmica estrutural e dinâmica de voo são acopladas em aeronaves flexíveis.

A dinâmica de voo e a aerolasticidade de um avião HALE (*High Altitude Long Endurance*) foi estudada em (PATIL; HODGES; CESNIK, 1999). Os resultados obtidos mostram que grandes deformações da asa podem alterar o carregamento aerodinâmico, quando comparados com uma configuração inicial não deformada. E estes resultados podem ser observados apenas se é usado um modelo estrutural não linear.

Silvestre (2007) cita alguns motivos que tornam aeronaves flexíveis: o uso de matérias compósitos na estruturas de aeronaves e o uso de asas com maior alongamento. Materiais compósitos tem peso mais leve, e ajudam a diminuir o peso da aeronave, e assim aumentar o desempenho da aeronave. E asas de alto alongamento aumentam também o desempenho da aeronave. Até este ponto, o fato de novas aeronaves serem flexíveis era uma consequência de alterações no projeto, feitas com a meta de aumentar o desempenho da aeronave. Não havia o requisito de que novas aeronaves fossem flexíveis.

Dados emitidos pelo *Intergovernmental Panel on Climate Change* (IPCC) mostram que o setor de transporte é responsável por 23% das emissões mundiais de gases de efeito estufa. Só o transporte aéreo é responsável por 3% dessas emissões, e é estimado um aumento dessa poluição até em 2050 de 5 a 6% mais (ANAC, 2008). O uso de asas flexíveis podem aumentar a economia de combustível dos aviões, diminuindo a utilização de combustíveis em até 12%, pois as asas ficam mais leves. O escoamento do ar sobre a aeronave produz impactos negativos como ruído. E aeronaves com asas flexíveis podem diminuir os efeitos de ruído e de consumo de combustível. (Ifscience, 2015). Estes fatos podem estimular o desenvolvimento de aeronaves flexíveis, já a partir do começo do projeto. Em outras palavras, o fato de novas aeronaves serem flexíveis pode não ser mais consequência do projeto, mas pode ser algo procurado desde o começo.

Da mesma forma como em aeronaves com asa rígida, é necessário o uso de leis de controle de voo para aumentar as qualidades de voo de aeronaves flexíveis. Em

aeronaves rígidas, costuma-se usar leis de controle linear, mas estas não são adequadas quando as aeronaves consideradas são muito flexíveis.

A utilização de técnicas de controle baseadas em modelos lineares é para representar o comportamento do processo com modelos mais simples lineares, no entanto, isto também constitui uma deficiência potencial porque tais modelos lineares são, muitas vezes, inadequados quando se faz necessária uma melhor aproximação de um processo. Por outro lado, os controles não lineares, os quais empregam modelos mais realistas e, portanto, mais complexos, para a descrição de processos não lineares, eliminam a simplicidade associada às técnicas lineares.

O desenvolvimento de aeronaves flexíveis tem requerido a implementação de leis de controle mais sofisticadas, com o intuito de compensar efeitos de flexibilidade estrutural (COOK *et. al.*, 2011), (SHEARER, 2006). Aeronaves muito flexíveis possuem dinâmica altamente não linear, e leis de controle linear podem não extrair todo o desempenho requerido destes aviões. Este fato tem incentivado a implementação de leis de controle não linear em aviões muito flexíveis.

Existem muitas publicações com resultados da implementação de técnicas de controle não linear em aeronaves flexíveis, mas, não foi encontrada nenhuma referência com resultados de comparações das diferentes técnicas. E este foi o objetivo inicial desta dissertação: implementar e comparar diferentes técnicas de controle em uma aeronave flexível. Como foi verificado que as simulações em aeronaves flexíveis tem um maior custo computacional (tempo para rodar as simulações), foi proposto inicialmente o uso do modelo de uma aeronave rígida para acelerar as simulações e o aprendizado em simulações e controle. Este modelo de aeronave rígida foi usado como plataforma de testes para analisar aplicação e eficiência de técnicas de controle. Depois foram usados modelos de aeronaves flexíveis.

Seguindo a ideia de estudos acerca do uso de leis de controle aplicadas às aeronaves, pretende-se neste trabalho desenvolver um estudo detalhado, via simulações numéricas, acerca do uso de leis de controle em uma aeronave rígida (Mirage III) e uma aeronave flexível modelada com a metodologia NFNS_s (*Non Linear Flight Dynamics / Non Linear Structural Dynamics, strain based formulation*), NFNS_190s (SOUSA, 2013).

As aeronaves rígidas utilizam técnicas de controle geralmente lineares, como a técnica de controle Proporcional Integrativo Derivativo (PID). Essas técnicas podem

não ser adequadas para aeronaves flexíveis. Aeronaves muito flexíveis possuem dinâmica altamente não linear, e leis de controle linear podem não extrair todo o desempenho requerido destes aviões. A solução é a implementação de controles não lineares (SOUSA, 2013).

Uma comparação entre diferentes técnicas de controle aplicadas a uma aeronave rígida e flexível permitirá uma melhor escolha da lei de controle a ser utilizada, e também será um incentivo para a implementação de técnicas de controle mais avançadas. No presente trabalho foram utilizadas, analisadas e comparadas as seguintes técnicas de controle: *i) Proporcional Integrativo Derivativo (PID, técnica linear), ii) Regulador Integrativo Universal (RIU), iii) Inversão Dinâmica (ID) e iv) Sliding Mode.*

As simulações numéricas serão efetuadas utilizando um programa comercial de engenharia que permite simular o comportamento das aeronaves mediante a introdução de leis de controle.

1.1 Revisão bibliográfica

O assunto de leis de controle aplicado a aeronaves é muito extenso. Os seguintes itens apresentam uma revisão histórica de alguns trabalhos apresentados na literatura relacionados ao projeto de leis de controle de aeronaves.

De acordo com (STEVENS & LEWIS, 2003) o primeiro sistema de controle automático de voo foi criado em 1912. Era um sistema de piloto automático feito pela *Sperry Gyroscope Company*, e testado em 1914. O desenvolvimento de pilotos automáticos permitiu que Wiley Post, em 1933, voasse ao redor do globo em menos de oito dias.

No final da década de 1930, a teoria de controle clássico começou a se desenvolver, e com a Segunda Guerra Mundial (1939-1945), o desenvolvimento de aeronaves acelerou e criou a necessidade de análise de comportamento dinâmico das aeronaves.

No final da década de 1940, ocorreu o surgimento dos primeiros computadores analógicos, e em 1948, (EVANS, 1950) publicou a técnica de análise de lugar das raízes, e começaram a surgir análises de estabilidade de aeronaves quando controlada pelo piloto automático. Nesta época, o envelope de voo das aeronaves começou a expandir, com várias aeronaves, como o Bell X-1, a primeira aeronave supersônica, e outras aeronaves da família X (DA SILVA, 2010).

Com a expansão do envelope de voo e a importância dos efeitos aeroelásticos, começaram a surgir problemas de estabilidade e controle das aeronaves, já que havia uma gama maior de condições de voo que a aeronave estava sujeita, levando a vários acidentes (alguns catastróficos) com as aeronaves X-2 e X-3, e também potencializados por ocorrências de efeitos aeroelásticos até então desconhecidas, como divergência, flutter, entre outras (DA SILVA, 2010).

Nesta época, começaram a surgir superfícies de controles com atuadores hidráulicos, devido ao aumento das cargas aerodinâmicas que surgiram com o maior desempenho e tamanho de aeronaves, possibilitando a implementação de aumento artificial de estabilidade, utilizando sinal vindo dos sensores de velocidades angulares, que alimentavam os atuadores das superfícies de comando, alterando os modos naturais da aeronave, e também possibilitaram o surgimento de pilotos automáticos mais complexos (OGATA, 2010). Porém há aeronaves sem atuadores hidráulicos, e que usam piloto

automático, mesmo para superfícies de controle não atuadas hidráulica ou eletricamente. O desenvolvimento de transmissão de comandos do piloto por sinais elétricos em fios elétricos permitiu a utilização de mais funcionalidades para o controle de voo (tecnologia *Fly By Wire*).

Com relação à aplicação de leis de controle em aeronaves flexíveis, há diferentes técnicas de controle disponíveis na literatura.

McLean (1978) utiliza controle ótimo e teoria algébrica de controle por modelo de referência para suprimir os efeitos de turbulência na dinâmica de voo e na resposta estrutural de um avião flexível.

Kubika *et al.* (1995), usam as técnicas de controle ótimo e *eigenstructure assignment* em uma otimização com vínculos para estabilizar modos rígidos e flexíveis da aeronave e para aumentar a robustez paramétrica.

Uma metodologia de controle robusta baseada em programação quadrática é aplicada no projeto de leis de controle de uma aeronave (LIVET *et al.*, 1995).

No trabalho de Joshi & Kelkar (1996), técnicas de controle robusto tipo LQG são usadas para controlar a dinâmica linear de um avião sujeito a efeitos aeroelásticos.

Lavretzky & Henderson (1999), usaram a técnica de redes neurais artificiais é usada para projetar a lei de controle de uma aeronave flexível.

Apresentada por Gregory (1999), a aplicação de controle não linear por inversão dinâmica para o controle da dinâmica longitudinal de grandes aviões flexíveis. A mesma autora apresenta uma tentativa inicial de estabelecer resultados de estabilidade global com o controle de aviões flexíveis através da técnica de inversão dinâmica.

Edwards *et al.* (2000), usam a técnica de controle por modos deslizantes para controlar a dinâmica de um avião flexível.

Um sistema de aumento de controle da dinâmica lateral de uma aeronave flexível com a técnica de síntese H_2 foi desenvolvido por Alazard (2002).

Uma técnica de otimização non-smooth é usada para definir os ganhos do controlador da dinâmica lateral de um avião em Simões *et al.* (2009).

Henriquez (2011) usou a técnica de backstepping para controlar a dinâmica de voo de uma aeronave flexível.

Em Da Silva (2012), foi utilizada técnicas de controle não linear ótimo quadrático com realimentação de saída e redes neurais para garantir que a dinâmica de um avião flexível rastreasse a dinâmica do mesmo avião, mas com alta rigidez estrutural. Este avião, com modelo de corpo rígido é o modelo de referência que o avião flexível deve rastrear.

Já Sousa & Paglione (2012) desenvolveram uma proposição dos valores de graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo comumente controlados, utilizando o regulador integrativo universal para controlar uma aeronave rígida e os resultados obtidos demonstraram a eficácia e robustez da lei de controle projetada. Sousa (2013) aplicou a mesma técnica no controle de um avião muito flexível.

De todos os trabalhos citados, apresentam leis de controle aplicadas, porém não apresentam uma comparação entre leis de controle aplicadas a aeronaves flexíveis.

Um dos objetivos desta dissertação é implementar e comparar as diferentes técnicas de leis de controle para aprimorar melhor a decisão de qual técnica escolher. Esta comparação é feita através da análise de resultados de simulações feitas em uma aeronave rígida (Mirage III) e uma aeronave NFNS_s (*Non Linear Flight Dynamics / Non Linear Structural Dynamics, strain based formulation*) (NFNS_190s).

O foco do trabalho é o controle da aeronave flexível, mas devido as simulações efetuadas serem muito lentas, para acelerar a familiarização e implementação, foi usado primeiro a aeronave rígida (Mirage III), e após os resultados foram implementados em aeronaves flexíveis, são elas: a aeronave B1 (apêndice A) e a aeronave NFNS_190s.

1.2 Objetivos

O objetivo geral deste trabalho é aplicar e analisar técnicas de controle em uma aeronave rígida e uma aeronave flexível e comparar os resultados das diferentes técnicas de controle para aprimorar melhor a decisão de qual técnica escolher.

O objetivo geral pode ser dividido em alguns objetivos específicos:

- Estudar detalhadamente a aplicabilidade de diferentes técnicas de controle não linear;

- Estudar detalhadamente a aplicabilidade de técnicas de controle lineares e não lineares em aeronaves rígidas e/ou flexíveis;
- Realizar simulações numéricas para verificar o comportamento das aeronaves Mirage III e NFNS_190s quando controladas pelas leis de controle avaliadas;
- Comparar os resultados das diferentes técnicas de controle utilizadas.

1.3 Desafios científicos

Os desafios científicos encontrados para a realização deste trabalho foram:

- Entendimento das leis de controle;
- Implementação das leis de controle;
- Obtenção das equações da lei de controle por inversão dinâmica;
- Obtenção dos graus relativos;
- Obtenção dos ganhos.

1.4 Estrutura da dissertação

O presente trabalho está segmentado em seis capítulos, finalizando com as referências bibliográficas. A seguir são apresentados os assuntos relacionados a cada capítulo.

No Capítulo 1, apresentou-se uma introdução sobre o assunto da pesquisa, uma revisão bibliográfica sobre as principais pesquisas na área, foi proposto os objetivos para o desenvolvimento desta pesquisa e por último os desafios científicos encontrados pela autora.

No Capítulo 2, apresentam-se os principais conceitos de voo, sistemas de eixos e graus de liberdade. Exibe-se a descrição dos dois tipos de aeronaves utilizadas como modelo neste trabalho, detalhando suas equações de movimento.

No Capítulo 3, apresentam-se informações que podem ser analisadas nas simulações numéricas, como trimabilidade, equilíbrio e estabilidade, autoridade de controle e qualidades de voo.

No Capítulo 4, serão expostas as teorias de controle utilizadas neste trabalho. Inicia-se apresentando o problema que deu embasamento para esta pesquisa, faz-se uma apresentação das simulações de voo aplicando as leis de controle no Mirage III e no NFNS_190s com os resultados, visando demonstrar detalhadamente quais parâmetros foram utilizados e quais foram as respostas das aeronaves.

No Capítulo 5, fez-se uma comparação entre as técnicas de controle utilizadas.

No Capítulo 6, as conclusões e sugestões para trabalhos futuros são apresentados com o intuito de finalizar esta pesquisa.

2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE VOO

De acordo com Etkin (1996), a dinâmica de voo lida com o estudo da dinâmica da aeronave em torno do centro de gravidade. Uma aeronave é considerada como um corpo rígido e ela envolve o estudo da sua dinâmica e da estabilidade estática, resposta da aeronave às perturbações externas e atuação das superfícies de controle e também análise de qualidades de voo. Serão introduzidos a seguir alguns conceitos necessários para o estudo da dinâmica de voo.

2.1 Sistema de eixos e graus de liberdade

Segundo Etkin (1996), em dinâmica de voo geralmente usa-se quatro sistemas de eixos de referência, são eles: *i)* sistemas de eixos do corpo (*body-axis*), *ii)* sistema de eixos aerodinâmico (*wind-axis*), *iii)* sistemas de eixos de estabilidade (*stability axis*) e *iv)* sistema de eixos da terra (inercial). Na Figura 2.1 está representado o sistema de eixos do corpo de uma aeronave.

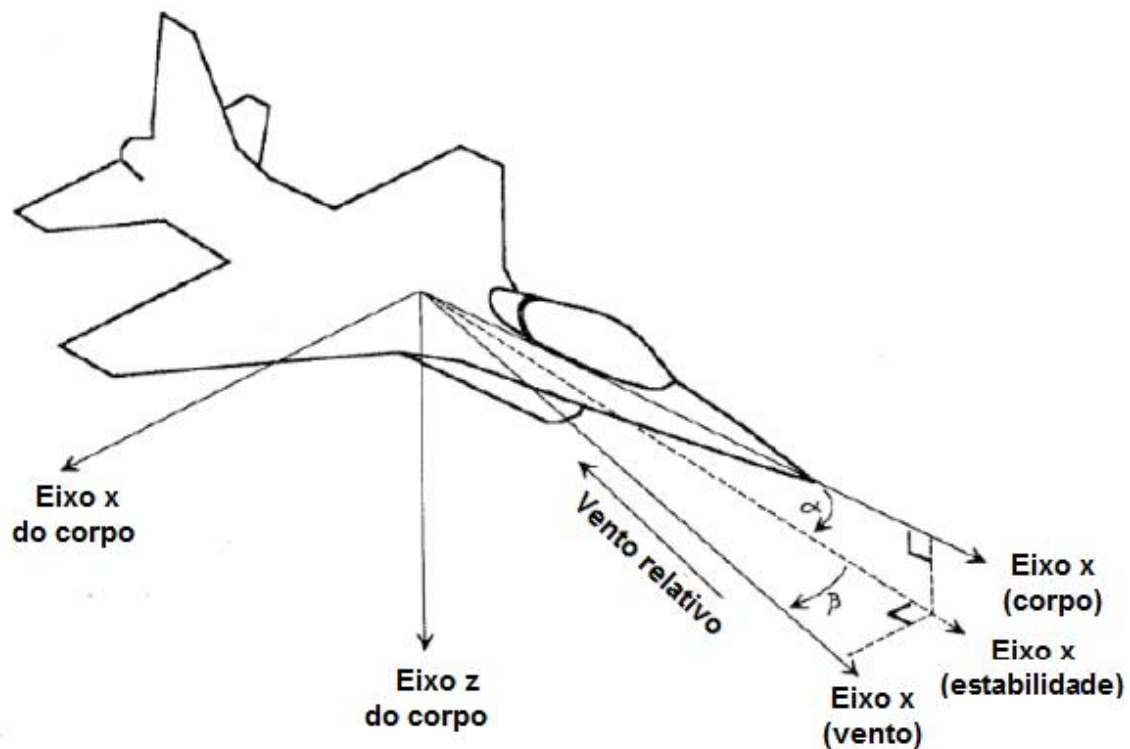


Figura 2.1 – Sistema de eixos do corpo (origem no centro de massa). Adaptado de Lewis & Stevens (1992).

O sistema de eixos do corpo possui o eixo x orientado com o eixo longitudinal da aeronave, que está associado ao movimento em torno do eixo horizontal, seu sentido é pra frente da aeronave. O eixo y é orientado com o eixo lateral ou transversal da aeronave, perpendicular ao eixo x apontando para a asa direita. E eixo z é orientado com o eixo vertical da aeronave, é perpendicular aos eixos x e y apontando para “baixo” em relação ao referencial fixo da aeronave. Este é o sistema de eixos usado na mecânica de voo tradicional.

Sempre que uma aeronave muda sua atitude em voo, ela tem que girar sobre um ou mais dos seus três eixos.

O movimento em torno do eixo longitudinal é chamado rolamento, aquele em torno do eixo lateral é chamado arfagem, e finalmente, o movimento de uma aeronave, em torno do eixo vertical é chamado guinada.

Rolamento, arfagem e guinada, movimentos de uma aeronave em torno dos eixos longitudinal, lateral e vertical são controlados por três superfícies de controle, no qual é demonstrado na Figura 2.2.

Na vista A da Figura 2.2 representa o controle de rolamento no qual é produzido pelos ailerons, os quais estão localizados no bordo de fuga das asas, ou seja, uma deflexão assimétrica dos ailerons esquerdo e direito produz movimento de rolamento.

Na vista B da Figura 2.2 representa a arfagem, ela é comandada pelos profundores, na parte traseira do estabilizador horizontal, ou seja, uma deflexão de profundor produz movimento de arfagem, isto é, empinar o nariz da aeronave para cima (momento positivo) ou abaixar o nariz da aeronave (momento negativo).

Na vista C da Figura 2.2 representa o movimento de guinada (controle direcional), ele é comandado pelo leme de direção, na parte traseira do conjunto vertical da empenagem, ou seja, uma deflexão de leme produz movimento de guinada, isto é, leme direcionado para a esquerda, o avião vira para a esquerda, leme direcionado para a direita, o avião vira para a direita.

Por último, um comando de manete produz variação da tração das turbinas.

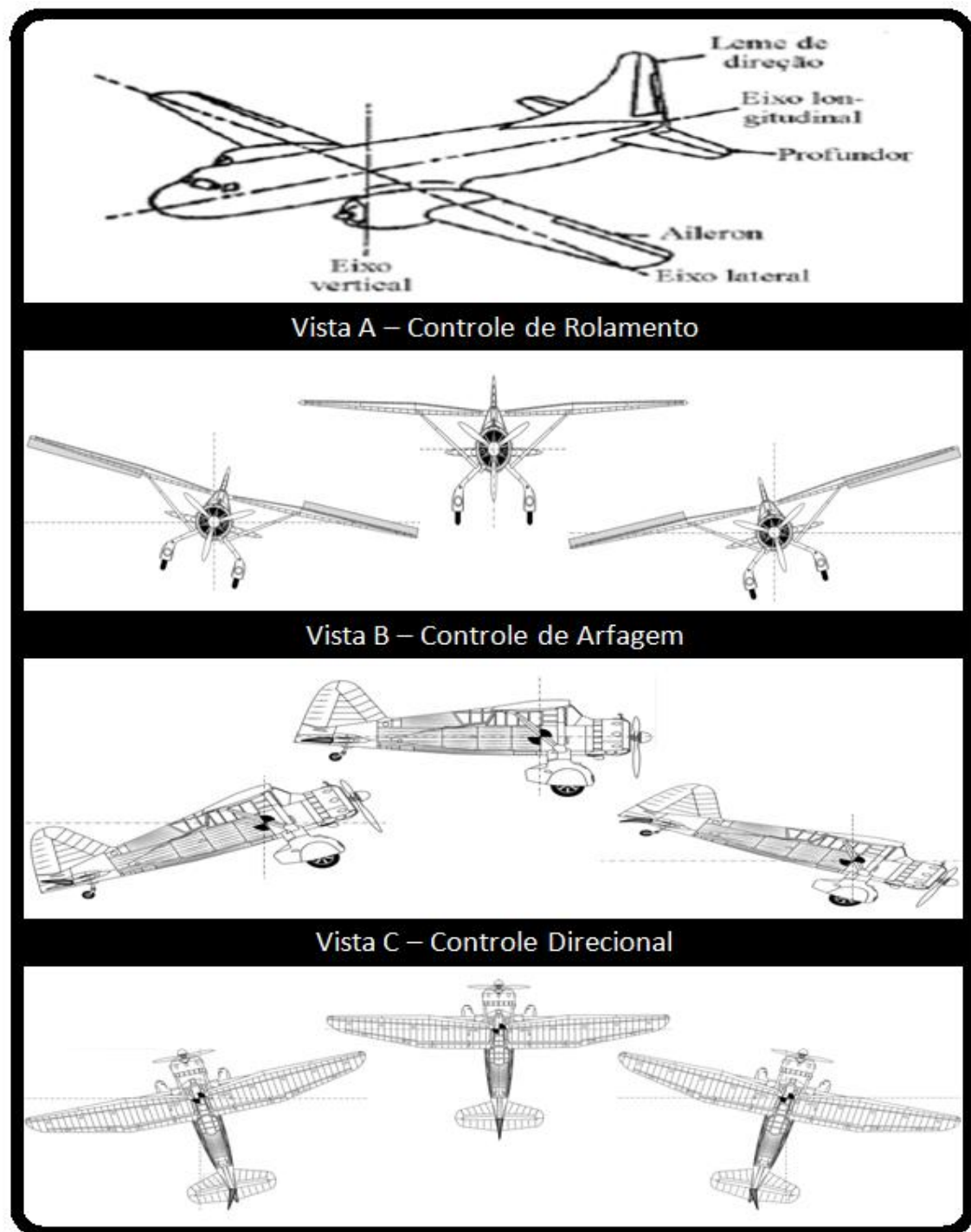


Figura 2.2 – Movimentos de uma aeronave sobre seus eixos. Adaptado de Homa (2013).

O sistema de eixos de estabilidade é obtido rotacionando o sistema de eixos do corpo de um ângulo α (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 β (ângulo de derrapagem) em torno do eixo z.

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. (SOUSA, 2013).

Além do ângulo do vento relativo à aeronave, também é necessário obter os ângulos da aeronave em relação à Terra, já que a força peso resultante atua sempre com uma direção e sentido em relação a Terra. As componentes da força peso impõem acelerações na aeronave, nos eixos x , y e z .

A cinemática da aeronave é definida pelo vetor posição da aeronave e pela orientação da aeronave em relação à terra é definida pelo vetor com os ângulos de Euler, ϕ , θ e ψ . Esses três ângulos são encontrados após sucessivas rotações da orientação da aeronave, feitas em ordem, e representam, respectivamente, ϕ ângulo de rolamento, θ ângulo de atitude e ψ ângulo de direção da aeronave (ângulo de guinada ou de proa) conforme mostra a Figura 2.3. As variações destes ângulos apresentam relação com as velocidades angulares da aeronave, nas quais são, p , no eixo x , q , no eixo y e r , no eixo z (SOUSA, 2013).

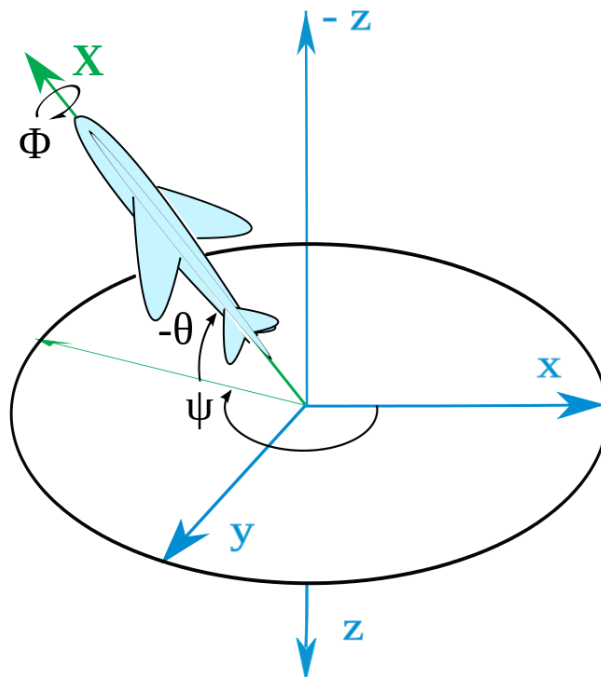


Figura 2.3 – Representação dos ângulos de Euler. Retirado de Wikipédia (https://pt.wikipedia.org/wiki/%C3%82ngulos_de_Euler#/media/File:Plane.svg).

A aeronave possui seis graus de liberdade, dentre eles, três velocidades lineares, u , v e w , nos eixos x , y e z do corpo, respectivamente, e três velocidades angulares, nas quais, 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.

2.2 Equações de movimento

Serão apresentadas as equações de forças e momentos que permitem sua inserção no modelo matemático. Por fim, serão apresentadas as características físicas e os parâmetros das aeronaves.

No Capítulo 5 as leis de controle estudadas serão aplicadas nestas aeronaves.

2.2.1 Aeronave de asa rígida (Mirage III)

O Mirage III é um modelo de aeronave de asa fixa e rígida, este modelo foi escolhido pela autora, devido ao fato de ter sido bastante estudado e a sua dinâmica está disponível na literatura.

Segundo Etkin (1996) as equações do movimento de uma aeronave de asa fixa rígida são obtidas através da aplicação da segunda lei de Newton, generalizada para movimentos lineares e angulares segundo as Equações (2.1) e (2.2):

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

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

onde:

$\vec{F}_R$: força externa resultante do corpo;

F_x : força externa resultante em relação ao eixo x do corpo;

F_y : força externa resultante em relação ao eixo y do corpo;

F_z : força externa resultante em relação ao eixo z do corpo;

$\vec{v}$: vetor velocidade do corpo;

$\vec{M}_R$: momento externo resultante do corpo;

$\vec{\omega}$: vetor velocidade angular do corpo.

Aplicando a Equação (2.1) em cada eixo da aeronave, podem-se obter as equações abaixo relativas às velocidades lineares da aeronave:

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

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

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

onde:

g : aceleração gravitacional;

m : massa total da aeronave;

X : força externa resultante no eixo x do corpo;

Y : força externa resultante no eixo y do corpo;

Z : força externa resultante no eixo z do corpo.

Segundo Lewis e Stevens (1992), aplicando a equação (2.2) em cada eixo da aeronave, podem-se obter as equações das velocidades angulares da aeronave como segue:

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

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

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos(\theta) \cos(\varphi) + Z/m \quad (2.8)$$

onde:

$\bar{L}$: momento externo resultante no eixo x do corpo (é utilizada uma barra porque a maioria das bibliografias traz L como força de sustentação);

M : momento externo resultante no eixo y do corpo;

N : momento externo resultante no eixo z do corpo.

Estes momentos surgem do carregamento das forças aerodinâmicas com relação ao centro de gravidade (CG) da aeronave e do próprio momento que os elementos aerodinâmicos geram (LEWIS & STEVENS, 1992). Ainda segundo o autor, as constantes c_1 , c_2 , c_3 , c_4 , c_5 , c_6 , c_7 , c_8 e c_9 podem ser expressas em função dos momentos de inércia da aeronave como segue:

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

$$c_1 = \frac{(I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2}{\Gamma} \quad (2.10)$$

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

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

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

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

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

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

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

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

onde:

I_x : momento de inércia de massa em torno do eixo x do corpo;

I_y : momento de inércia de massa em torno do eixo y do corpo;

I_z : momento de inércia de massa em torno do eixo z do corpo;

I_{xz} : produto de inércia de massa com relação aos eixos x e z do corpo.

Além das equações (2.3) à (2.8), as forças aerodinâmicas e a geometria que permitem obter todas as informações da dinâmica geral da aeronave com relação ao próprio eixo de coordenadas, há também, de acordo com Etkin (1996), as equações que calculam os ângulos da aeronave e a posição dela no espaço em relação ao eixo inercial, isto é, com relação a um ponto fixo na Terra, apresentadas nas equações seguintes:

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

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

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

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

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

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

onde:

x : deslocamento horizontal no eixo x inercial;

y : deslocamento horizontal no eixo y inercial;

h : altitude da aeronave (deslocamento no eixo -z inercial).

Segundo Etkin (1996) as forças aerodinâmicas externas da aeronave são as seguintes: i) arrasto (D), ii) sustentação (L) e iii) força lateral (F_{ya}). Essas forças são exemplificadas na Figura 2.4.

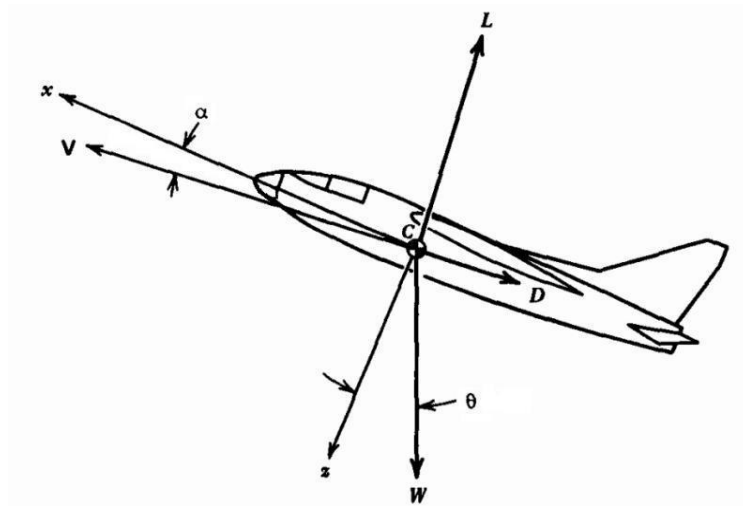


Figura 2.4 – Forças aerodinâmicas externas em um voo simétrico. Retirado de Etkin (1996).

Na Figura 2.4, V é o vetor velocidade resultante, fazendo um ângulo α (ângulo de ataque) com o eixo x do corpo e W é a força peso. Vale lembrar que na Figura 2.5 não está representada a força lateral, pois o voo é simétrico e esta é perpendicular ao plano da figura. Além disso, não foi representada a tração da turbina, que, para um voo equilibrado, deve contribuir para a diminuição do arrasto.

As forças externas podem ser expressas pelas equações (ETKIN, 1996):

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

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

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

onde:

ρ : massa específica do ar;

V_T : norma euclidiana do vetor velocidade resultante V ;

S : área equivalente da adimensionalização dos esforços;

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 do estabilizador horizontal;

δ_e : deflexão do profundor (*elevator*);

δ_a : deflexão assimétrica dos ailerons;

δ_r : deflexão do leme (*rudder*);

Mach : número de Mach (V_T/V_{som}).

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

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

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

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

onde:

b : envergadura;

$\bar{c}$: corda média aerodinâmica;

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 forças e momentos resultantes dependem de muitas variáveis, entre eles profundor (δ_e), aileron (δ_a) e leme (δ_r). Estes dispositivos também são chamados de superfície de controle e são utilizados para que a aeronave efetue um movimento

qualquer desejado, dentro de suas limitações. E um comando (sinal de controle) de manete (δ_π) produz variação da tração das turbinas.

O vetor de comando $C = \{\delta_e \delta_\pi \delta_a \delta_r\}$ é o vetor que contém as deflexões das superfícies podendo ser de origem humana ou de um sistema de controle.

Vale ressaltar que a “deflexão de manete”, (δ_π), é uma grandeza adimensional que mede a porcentagem da potência 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 máxima de operação, dispensando a maior potência.

Para o cálculo das forças e momentos, que estão apresentadas nas Equações 2.25 a 2.30, é necessário determinar os coeficientes adimensionais, que podem ser obtidos com aproximações analíticas seguidas de ensaios para determinação experimental, eles podem ser escritos em formas de tabelas ou de derivadas de estabilidade e de controle.

As equações obtidas analiticamente são demasiadamente minuciosas e podem ser utilizadas na prática apesar de não serem lineares, já é conhecimento adquirido e usado na indústria. Linearização são feitas para ajudar o time de controle de voo, que desenvolve leis de controle, normalmente linearizadas em torno de um ponto de equilíbrio.

As equações a seguir, retiradas de Sousa (2013), permitem o cálculo dos coeficientes adimensionais em função de outros coeficientes, sendo possível o cálculo das forças e momentos da aeronave.

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

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

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

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

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

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

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

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

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

onde:

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

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

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

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

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

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

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 : constante de proporcionalidade entre C_D e C_L^2 ;

C_x : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo x aerodinâmico;

C_y : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo y aerodinâmico;

C_z : coeficiente adimensional da força externa com relação ao eixo z aerodinâmico;

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

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

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 δ_e ;

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

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 δ_r ;

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

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

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 δ_r ;

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

Estes coeficientes são definidos empiricamente, possivelmente através de ensaios em túnel de vento. A força da tração da turbina pode ser calculada através de:

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

onde:

$F_{\max}$: força de tração estática ao nível do mar;

ρ : massa específica do ar nas condições atmosféricas da aeronave;

ρ_{mar} : massa específica do ar ao nível do mar;

n_p : coeficiente propulsivo com relação a ρ .

Dessa maneira, as forças externas e momentos, no sistema de eixos aerodinâmicos podem ser calculados, utilizando:

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

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

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

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

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

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

As equações 2.31 a 2.39 serão utilizadas de maneira a fornecer o modelo matemático da aeronave nas simulações que serão realizadas no domínio do tempo.

2.2.2 Aeronave de asa flexível (NFNS_190s)

A aeronave com a metodologia NFNS_s (NFNS_190s) possui geometria semelhante ao avião Embraer-190 e sua dinâmica foi tirada de (SOUSA, 2013) a partir dos dados fornecidos por (DA SILVA, 2012), (DA SILVA; PAGLIONE, 2010), (DA SILVA, 2010). Os dados de entrada (geometria, distribuição de massa, coeficientes aerodinâmicos) da referência (SOUSA, 2013), a partir das referências (DA SILVA, 2012), (DA SILVA; PAGLIONE, 2010) foram usados.

A dedução das equações de movimento requer o conhecimento das energias cinéticas potencial de um elemento de massa arbitrária do corpo. E os valores destas energias requerem por sua vez, o valor da posição deste elemento de massa ρdV . (Figura 2.5).

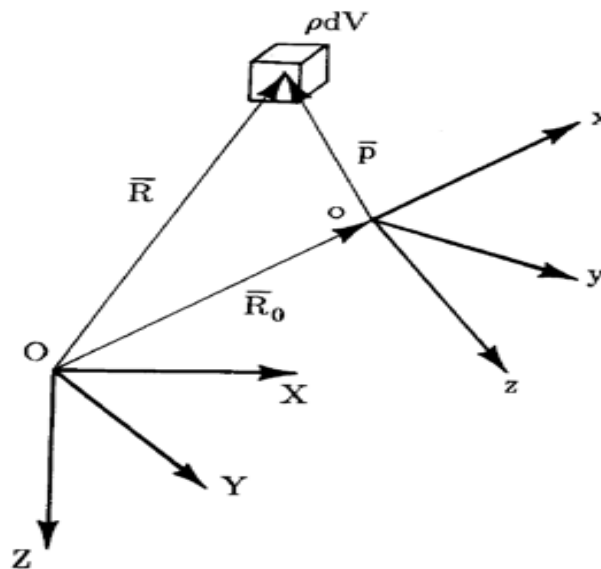


Figura 2.5 – Posição do elemento de massa. Retirado de WASZAK & SCHMIDT (1988).

No sistema de eixos apresentado na Figura 2.5, o eixo do sistema inercial X aponta para a frente, o eixo Y é perpendicular ao eixo X e aponta para a direita, e o eixo Z é

perpendicular aos eixos X e Y, e aponta para baixo. Esta orientação do sistema de eixos é comumente usada na disciplina de dinâmica de voo clássica. Mesma orientação é definida para o sistema de eixos do corpo oxyz, em que o eixo x (do corpo) é coincidente com o eixo da fuselagem e aponta para a frente.

A posição $\vec{R}$ do elemento de massa ρdV com relação a um referencial inercial (a terra) é dado por:

$$\vec{R} = \vec{R}_0 + \vec{p} \quad (2.47)$$

onde:

$\vec{R}_0$: posição do sistema de eixos local oxyz com relação ao sistema inercial oxyz.

$\vec{p}$: posição do elemento de massa ρdV com relação a um sistema local oxyz.

A energia cinética do corpo é definida em (WASZAK & SCHMIDT, 1988) como:

$$T = \frac{1}{2} \int_V \frac{d\vec{R}}{dt} \cdot \frac{d\vec{R}}{dt} \rho dV \quad (2.48)$$

A energia potencial é composta pela energia potencial gravitacional e pela energia potencial elástica. A energia potencial gravitacional é definida em (WASZAK & SCHMIDT, 1988) como:

$$U_g = - \int_V \vec{g} \cdot (\vec{R}_0 + \vec{p}) \rho dV \quad (2.49)$$

Onde $\vec{g}$ é o vetor aceleração da gravidade, que é assumido uniforme ao longo do corpo e o sistema de eixos inercial é ligado a terra.

A energia potencial elástica ou energia de deformação elástica é o trabalho feito na estrutura quando esta sofre deformações.

Consideração o vetor posição $\vec{p}(x,y,z)$ como a soma do vetor posição $\vec{p}_e(x,y,z)$ do elemento de massa não deformado mais seu deslocamento devido a deformação $\vec{p}_d(x,y,z,t)$, obtém-se a expressão da energia potencial elástica:

$$U_e = -\frac{1}{2} \int_V \frac{\delta^2 \vec{p}_d}{\delta t^2} \cdot \vec{p}_d \rho dV \quad (2.50)$$

Uma vez conhecidas as energias cinética e potencial, podem ser definidas as equações de movimento.

As equações de movimento são obtidas a partir do princípio de Hamilton (BRANDÃO, 1997). As equações de movimento relacionadas a dinâmica de voo e a dinâmica estrutural são obtidas (SU, 2008):

$$\begin{bmatrix} M_{FF} & M_{FB} \\ M_{BF} & M_{BB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\epsilon} \\ \ddot{\beta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{FF} & C_{FB} \\ C_{BF} & C_{BB} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\epsilon} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{FF} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon \\ b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_F \\ R_B \end{bmatrix} \quad (2.51)$$

Ou

$$M_{FF} \cdot \ddot{\epsilon} + M_{FB} \cdot \ddot{\beta} + C_{FF} \cdot \dot{\epsilon} + C_{FB} \cdot \dot{\beta} + K_{FF} \cdot \epsilon = R_F \quad (2.52)$$

$$M_{BF} \cdot \ddot{\epsilon} + M_{BB} \cdot \ddot{\beta} + C_{BF} \cdot \dot{\epsilon} + C_{BB} \cdot \dot{\beta} = R_B \quad (2.53)$$

onde:

M_{FF} , M_{FB} , M_{BF} , M_{BB} : componentes da matriz de massa generalizada;

R_F : componente do vetor de força generalizada;

R_B : componente do vetor de força generalizada.

Em Ribeiro (2012), e neste trabalho foi usado ângulos de Euler para definir a orientação do avião. A motivação para isso é que, muitos aviões flexíveis que tem sido desenvolvidos não realizarão manobras nas quais o ângulo de atitude chegue perto de 90 graus. Com isso não ocorrerá problemas numéricos devido a este ângulo de atitude.

Além disso, o uso de ângulos de Euler já é muito usado na metodologia NFLS e na dinâmica de voo tradicional. Toda mudança que aproxime a metodologia NFNS_s da dinâmica de voo clássica será certamente bem vista por todos os que já estão familiarizados com a dinâmica de voo clássica.

$$\dot{\phi} = p + \tan(\theta) (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) \quad (2.54)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) + r \sin(\phi) \quad (2.55)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) / \cos(\theta) \quad (2.56)$$

As equações da posição da aeronave em relação ao sistema de eixos inercial são escritas como:

$$\dot{H} = U \sin(\theta) - V \cos(\theta) \sin(\phi) - W \cos(\theta) \cos(\phi) \quad (2.57)$$

Derivadas das coordenadas de posição do avião:

$$\begin{aligned} \dot{p}_N = & U \cos(\theta) \cos(\psi) + V (-\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) - \\ & W (\sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \end{aligned} \quad (2.58)$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_E = & U \cos(\theta) \sin(\psi) + V (\cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) - \\ & W (-\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \end{aligned} \quad (2.59)$$

Na metodologia NFNS_s, as coordenadas generalizadas de corpo rígido são escritas em uma ordem diferente da usada na metodologia NFLS. A motivação para isso é o fato do eixo x na metodologia NFNS_s corresponder ao eixo y da metodologia NFLS e vice-versa:

$$\beta = [v \ u \ w \ q \ p \ r] \quad (2.60)$$

O conjunto completo das equações de movimento na metodologia NFNS_s é apresentado nas Equações 2.61 à 2.68.

$$M_{FF} \ddot{\epsilon} + M_{FB} \dot{\beta} + C_{FF} \dot{\epsilon} + C_{FB} \beta + K_{FF} \epsilon = R_F \quad (2.61)$$

$$M_{BF} \ddot{\epsilon} + M_{BB} \dot{\beta} + C_{BF} \dot{\epsilon} + C_{BB} \beta = R_B \quad (2.62)$$

$$\dot{\phi} = p + \tan(\theta) (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) \quad (2.63)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) + r \sin(\phi) \quad (2.64)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) / \cos(\theta) \quad (2.65)$$

$$\dot{H} = U \sin(\theta) - V \cos(\theta) \sin(\phi) - W \cos(\theta) \cos(\phi) \quad (2.66)$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_N = & U \cos(\theta) \cos(\psi) + V (-\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi) - \\ & W (\sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \end{aligned} \quad (2.67)$$

$$\begin{aligned} \dot{p}_E = & U \cos(\theta) \sin(\psi) + V (\cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi) - \\ & W (-\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \end{aligned} \quad (2.68)$$

Segundo Sousa (2013), a metodologia NFNS_s não cobra as hipóteses de pequenas deformações, das deformações e suas derivadas serem colineares não foram necessárias durante a dedução das equações de movimento. Há acoplamento inercial entre as coordenadas generalizadas do corpo rígido e da dinâmica estrutural. Por estas razões, se o modelo estrutural da metodologia NFNS_s é suficientemente representativo da aeronave analisada. A desvantagem da metodologia NFNS_s é o maior custo computacional exigido para rodar as simulações de voo. Por maior custo computacional, entende-se recursos computacionais como memória RAM usada durante as simulações e também tempo para rodar as simulações.

As superfícies de controle do Mirage III e do NFNS_190s são profundor, aileron e leme, *i*) deflexão do profundor produz movimento de arfagem, *ii*) deflexão assimétrica dos ailerons esquerdo e direito produz movimento de rotação, *iii*) deflexão de leme produz movimento de guinada e *iv*) comando de manete produz variação da tração nas turbinas.

Utiliza-se as superfícies de controle no Mirage III e no NFNS_190s: *i)* profundor: controla a taxa de arfagem, o ângulo de ataque, o ângulo de atitude e a velocidade, *ii)* ailerons: controla o ângulo de rolamento e o ângulo de atitude, *iii)* leme: controla a taxa de guinada e *iv)* manete (sinal de controle): controla a altitude.

3 INFORMAÇÕES QUE PODEM SER ANALISADAS NAS SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Nas simulações numéricas efetuadas no Capítulo 4 pode-se analisar informações de trimabilidade, estabilidade, autoridade de controle e qualidades de voo. Há possibilidade de utilizar controle automático para auxiliar o piloto e melhorar as qualidades de voo.

3.1 Trimabilidade

Trimabilidade é a característica que permite analisar a capacidade da aeronave manter uma condição de equilíbrio, que ocorre quando a força e o momento resultante em torno do centro de gravidade são nulos. Se uma aeronave não consegue manter uma condição de equilíbrio, o voo não será possível nesta condição. Exemplo de condição de equilíbrio é o voo de uma aeronave em uma altitude e velocidade pre-definidas (SOUSA, 2013).

3.2 Equilíbrio e estabilidade

Um corpo está em equilíbrio quando está em repouso, por exemplo, a aeronave parada no solo, ou em movimento retilíneo uniforme, como exemplo, o equilíbrio de uma aeronave em voo. O estado de equilíbrio não pode apresentar rotação, devido a definição de forças e momentos, como as forças aerodinâmicas são dependentes da orientação da aeronave com relação a sua trajetória, e como a força aerodinâmica (sustentação) deve compensar o peso.

Um avião pode continuar em movimento retilíneo sem aceleração, ou seja em equilíbrio, apenas quando a força externa resultante e o momento resultante em torno do centro de gravidade forem nulos.

Segundo Nelson (1989), o equilíbrio pode ser estável, instável ou neutro, *i)* equilíbrio estável é quando ao sofrer uma perturbação em um de seus graus de

liberdade, o sistema tende a retornar a posição inicial sem auxílio de comandos, após ser retirada a perturbação, é a condição desejável, *ii*) equilíbrio instável é quando ao sofrer uma pequena perturbação em um dos seus graus de liberdade, o sistema tende a afastar-se cada vez mais da posição inicial, ou seja, o sistema não volta a posição inicial após ser retirada a perturbação e *iii*) equilíbrio neutro é quando após sofrer uma pequena perturbação em um dos seus graus de liberdade, o sistema se mantém na nova posição após ser retirada a perturbação.

Uma aeronave deve ter estabilidade suficiente para manter uma trajetória de voo e se recuperar da ação das diversas forças. Estabilidade é a propriedade que diz que a aeronave ou sistema voltará a condição inicial de equilíbrio, quando for perturbada e quando for retirada a perturbação. Estabilidade é uma propriedade do ponto de equilíbrio do sistema analisado.

A estabilidade afeta as qualidades de voo, e por sua vez, a capacidade da aeronave cumprir a missão. Por este motivo deve ser analisada. Além disso, requisitos de certificação cobram níveis mínimos de estabilidade para a aeronave.

A Figura 3.1 ilustra os três tipos de equilíbrio citados acima.

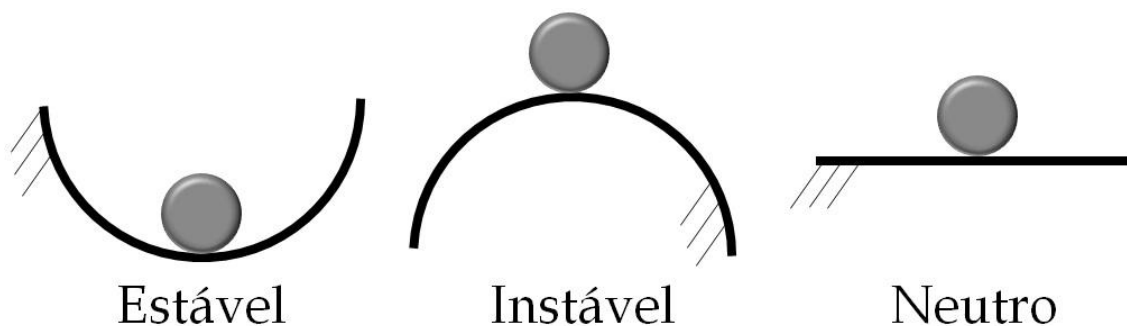


Figura 3.1 – Tipos de equilíbrio. Adaptado de Pereira (2015).

A estabilidade estática apresenta a tendência inicial da aeronave após sofrer uma perturbação. Uma aeronave em equilíbrio não sofre aceleração e mantém um voo em condição uniforme. Uma rajada de vento ou uma deflexão dos controles alteram o equilíbrio e a aeronave sofre uma aceleração, devido ao desbalanceamento dos momentos ou das forças.

Existem três tipos de estabilidade estática, i) estabilidade estática positiva: quando o objeto que sofre a perturbação tende a retornar ao equilíbrio, ii) estabilidade estática negativa (instabilidade estática): quando o objeto que sofre a perturbação tende a continuar na direção do distúrbio e iii) estabilidade estática neutra: quando o objeto que sofre a perturbação não tem tendência a retornar, ou a continuar na direção de deslocamento, porém permanece em equilíbrio na direção do distúrbio (NELSON, 1989).

Segundo Nelson (1989), enquanto a estabilidade estática trata da tendência de um corpo deslocado retornar ao equilíbrio, a estabilidade dinâmica diz respeito ao movimento que resulta com o tempo. Se um objeto sofre um distúrbio em relação ao seu equilíbrio, o tempo de movimento resultante define a estabilidade dinâmica do objeto. A estabilidade pode ser estática ou dinâmica. O ponto de equilíbrio pode ser estável com relação a um grau de liberdade e instável com relação a outro.

O avião é: i) estaticamente estável se tende a voltar ao equilíbrio, ii) estaticamente instável se tende a afastar-se do equilíbrio ou iii) estaticamente indiferente se não apresenta essas tendências.

Evidentemente um avião deve ser estaticamente estável para ser facilmente controlável. Entretanto, isso não é suficiente, porque um avião estaticamente estável pode ainda ter três diferentes tipos de comportamento quando afastado da condição de equilíbrio: i) o avião é dinamicamente estável se tende a voltar ao equilíbrio e logo se estabiliza com poucas ou quase nenhuma oscilação, ii) dinamicamente instável tenta voltar ao equilíbrio com exagerado ímpeto e as oscilações crescem cada vez mais e iii) dinamicamente indiferente se tenta voltar ao equilíbrio, mas sempre o ultrapassa e entra numa oscilação permanente (NELSON, 1989).

A estabilidade dinâmica avalia o comportamento do sistema ao longo do tempo. Vale ressaltar que, instabilidade estática implica em instabilidade dinâmica, logo, estabilidade dinâmica implica em estabilidade estática. Estabilidade estática não garante estabilidade dinâmica. As Figuras 3.2 e 3.3 ilustram alguns tipos de estabilidade.

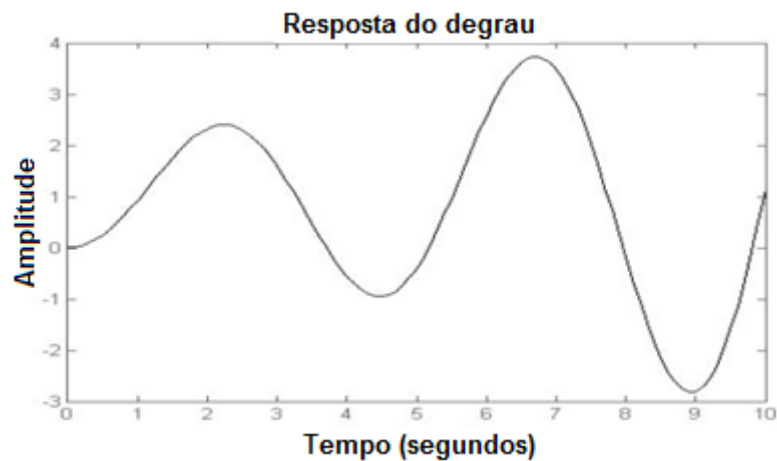


Figura 3.2 – Sistema estaticamente estável e dinamicamente instável. Adaptado de Pereira (2015).

Na Figura 3.2 o sistema tende a voltar ao equilíbrio, porém com exagerado ímpeto e as oscilações crescem cada vez mais.

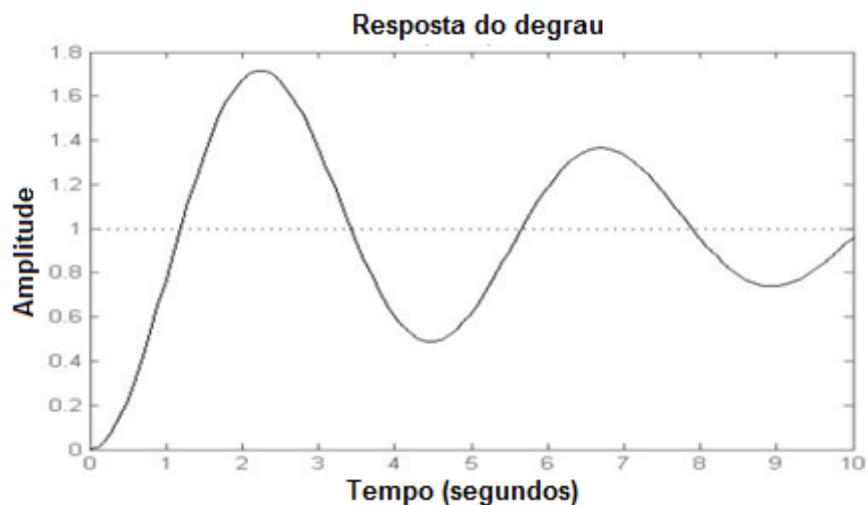


Figura 3.3 – Sistema estaticamente estável e dinamicamente estável. Adaptado de Pereira (2015).

Na Figura 3.3 o sistema tende a voltar ao equilíbrio e logo se estabiliza com pouca oscilação.

A redução da perturbação com o tempo indica que há resistência ao movimento e, portanto, a energia está sendo dissipada. A dissipação de energia é chamada de amortecimento (positivo). Quando está sendo adicionada energia ao sistema, o

amortecimento é negativo. Na dinâmica de aeronaves, o amortecimento é positivo quando há forças e momentos que aparecem quando a aeronave entra em movimento e quando estas forças tendem a se opor ao movimento. Se uma aeronave tem amortecimento negativo, logo é dinamicamente instável (ETKIN, 1996).

Toda aeronave deve demonstrar o grau requerido de estabilidade estática e dinâmica. Se uma aeronave for projetada com instabilidade estática e uma ligeira taxa de instabilidade dinâmica, ela estará difícil, se não impossível de voar. Geralmente a estabilidade dinâmica positiva em uma aeronave é projetada para evitar oscilações continuadas desagradáveis.

Quando se deseja controlar uma aeronave é necessário saber suas grandezas como, controlabilidade, manobrabilidade, no próxima seção será relatado sobre isto.

3.3 Autoridade de controle

Aqui serão introduzidas algumas grandezas importantes, definidas por Etkin (1996), quando se deseja controlar uma aeronave.

Controlabilidade é a capacidade que a aeronave tem de mudar o ponto de equilíbrio do sistema, e de mantê-lo na nova condição de equilíbrio. Ou seja, é a qualidade de resposta de uma aeronave ao comando do piloto quando manobra a aeronave. Para isso é necessário ter autoridade de comandos (SOUSA, 2013).

Manobrabilidade é a capacidade de (ou autoridade de comandos para) tirar a aeronave da condição de equilíbrio e produzir movimentos acelerados, isto é, manobras. Ou seja, é a habilidade de uma aeronave quanto à sua dirigibilidade ao longo de uma trajetória de voo, para resistir aos esforços que lhes são impostos. Quanto mais estável for a aeronave, mais controle será necessário para tirar a aeronave da atual condição de equilíbrio.

Para obter o melhor desempenho a aeronave deve ter a resposta para os movimentos dos controles, esse é o efeito dessas grandezas na qualidade de voo, com isso o piloto tem capacidade para comandar a aeronave com precisão e carga de trabalho adequada.

3.4 Qualidades de voo

Qualidades de voo representam as qualidades ou características de uma aeronave que governam a carga de trabalho adequada e a precisão com que o piloto consegue realizar as tarefas necessárias para que a aeronave realize a missão para qual foi projetada. Qualidades de voo são características do desempenho do piloto e do veículo atuando juntos como um sistema em suporte à missão da aeronave (ETKIN & REID, 1996).

Porém, nem sempre as aeronaves têm qualidades de voo adequadas e estudos visando uma melhora neste quesito vem sendo feitos por diferentes pesquisadores. 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. Esta estratégia vem sendo bastante avaliada e estudada na indústria aeronáutica moderna.

4 TEORIAS DE CONTROLE E SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

(Murray *et. al.*, 2003), definiram de uma maneira simples, um sistema de controle como um dispositivo onde uma quantidade medida é utilizada para modificar o comportamento do sistema por meio de computação e atuação.

Nesse capítulo, será feita uma breve revisão acerca da teoria de controle usualmente utilizadas no controle de aeronaves bem como um maior detalhamento das técnicas de controle utilizadas no trabalho na forma de simulações numéricas.

Segundo Ogata (2010), as teorias de controle utilizadas atualmente são: *i)* a teoria de controle clássico (teoria de controle convencional), *ii)* teoria de controle moderno e *iii)* teoria de controle robusto.

O controle é essencial em qualquer campo da engenharia e ciência, sendo importante em inúmeros objetos do dia-a-dia como nos carros, computadores, telefones celulares, aviação, e atuando sobre linhas de manufatura de boa parte de utensílios do cotidiano (OGATA, 2010).

De acordo com Ogata (2010), o primeiro trabalho de grande significado publicado, no século XVIII, foi o regulador centrífugo construído por James Watt, para controlar a velocidade de uma máquina a vapor. No século XX, foi demonstrado que a estabilidade de um sistema poderia ser determinada a partir de equações diferenciais que descrevem o sistema e ainda no século XX, Nyquist desenvolveu um procedimento para determinar a estabilidade de sistemas de malha fechada baseado na resposta de malha aberta a excitações determinadas.

Os controladores da década de 1940 usavam controles baseados em controladores Proporcionais Integrativos Derivativos (PID), e ainda, na década de 1950, Ziegler e Nichols criaram um método para definir os ganhos de cada elemento do PID de modo a garantir os requisitos de desempenho. No entanto, neste período, os sistemas eram capazes apenas de trabalhar com uma única entrada e uma única saída (SISO) (OGATA, 2010).

A partir da década de 1960, com o início dos computadores digitais, foi possível analisar sistemas complexos de múltiplas entradas e múltiplas saídas (MIMO) no domínio do tempo. Começando assim a teoria de controle moderno, desenvolvida para lidar com a crescente complexidade dos sistemas modernos relativos à precisão, importância e custo em diversas aplicações (OGATA, 2010).

Ainda segundo o autor, a teoria de controle moderno é baseada na análise do domínio do tempo em sistemas de equações diferenciais. No entanto, a estabilidade de um sistema complexo é sensível ao erro entre o sistema real e seu modelo. Para evitar que o sistema real se torne instável quando um controle feito em um sistema modelado seja aplicado, o projeto do sistema é feito primeiro considerando-se os possíveis erros e depois o controlador é projetado de forma a garantir que, se o erro estiver dentro de uma faixa prevista, o sistema seja estável. Esta forma de projeto é o projeto de controle robusto. Não há um modo definitivo de criar um controle para qualquer sistema.

Basicamente existem dois tipos de sistemas de controle: i) sistema de malha aberta e ii) sistema de malha fechada.

Os sistemas de malha aberta, conforme Figura 4.1, são sistemas em que o sinal de saída do sistema não exerce nenhuma ação de controle no sistema. Como exemplo, uma lavadora de roupas, que executa as operações baseadas no tempo, ao invés de medir a qualidade da limpeza das roupas e definir se irá para a próxima operação ou não, outro exemplo, são os sinais de trânsito. Ainda outro exemplo, voltado para a aeronáutica, é um controlador que permite um sistema real rastrear a resposta de um modelo de referência a perturbações às condições iniciais de equilíbrio (resposta autônoma), ou à atuação dos comandos feitos pelo piloto. Controle a malha fechada pode demandar também controle por modelo de referência.

O controle em malha aberta é uma ação básica, sem realimentação. A entrada do controlador é um sinal de referência. A saída do controlador é o sinal de controle que leva a planta à saída desejada.

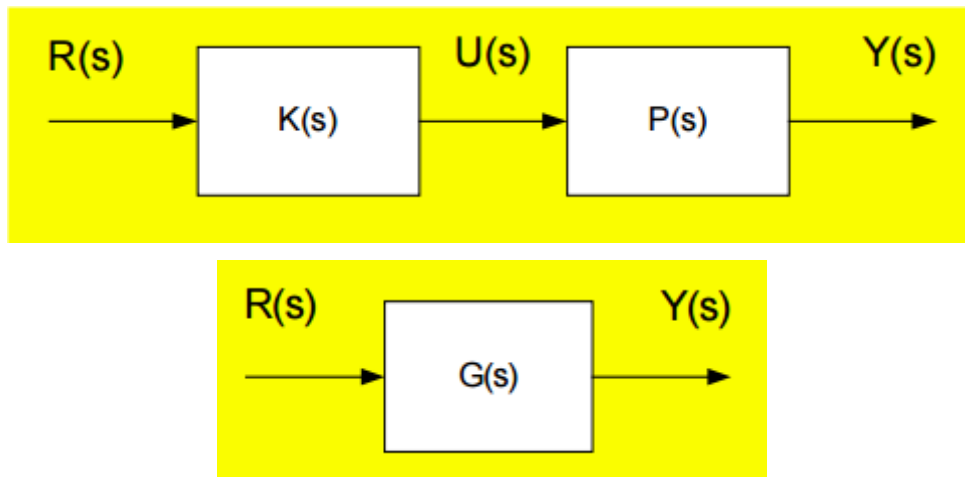


Figura 4.1 – Controle em malha aberta.

A equação 4.1 consta com a função de transferência em malha aberta.

$$\frac{Y(s)}{R(s)} = G(s) = K(s)P(s) \quad (4.1)$$

Já os sistemas de malha fechada, conforme Figura 4.2, são sistemas que comparam a saída do sinal com a entrada de uma referência e utilizam essa diferença como meio de controle. Desta comparação resultará num erro, ao qual o sistema de controle fará os ajustes necessários para que o erro seja reduzido a zero. Como exemplo, o corpo humano que mantém a temperatura corporal e a pressão sanguínea em uma faixa constante, regulando os mecanismos de manutenção de temperatura (como o metabolismo) e a pressão (a “força” do coração batendo). Outro exemplo, porém na área da engenharia, é um sistema de condicionamento de ar, que mede a temperatura do ar na sala e então decide se continua resfriando a sala ou não (OGATA, 2010).

O controle em malha fechada faz uso de realimentação da saída. O erro é a diferença entre a entrada e a saída. O controlador transforma o erro no sinal de controle.

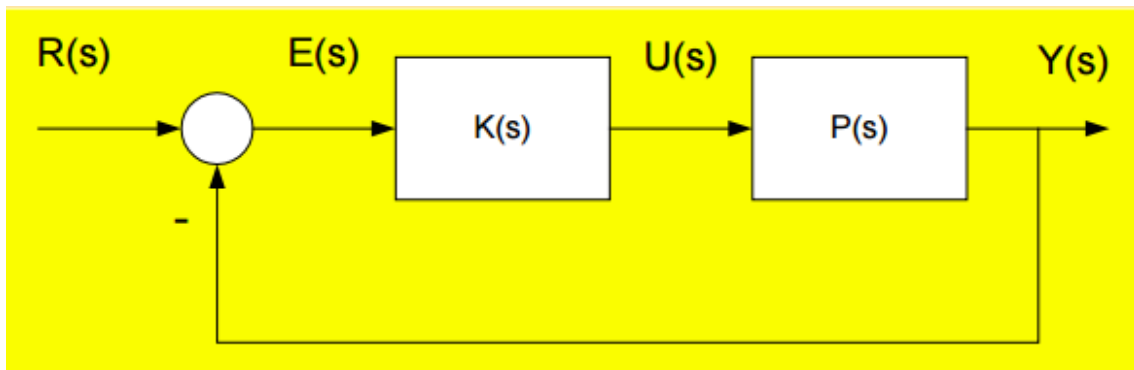


Figura 4.2 – Controle em malha fechada.

Na Figura 4.3 obtém-se um modelo de diagrama de blocos.

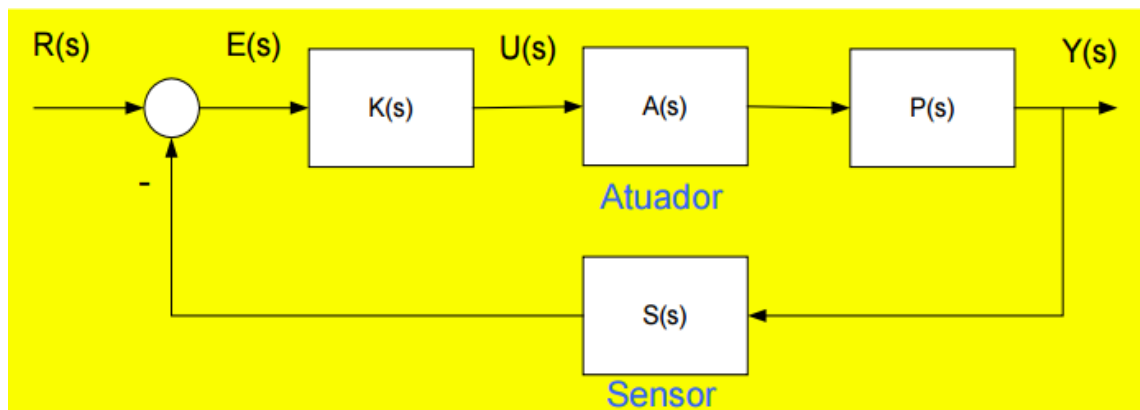


Figura 4.3 – Modelo de diagrama de blocos

Como o erro pode ser calculado para qualquer entrada $r(t)$ é dado por:

$$e_{est} = \lim_{t \rightarrow \infty} (r(t) - y(t)) = \lim_{t \rightarrow \infty} e(t) \quad (4.2)$$

O erro estacionário é o limite do erro quando o tempo tende a infinito:

$$e_{est} = \lim_{t \rightarrow \infty} e(t) = \lim_{s \rightarrow 0} [sE(s)] = \lim_{s \rightarrow 0} \left[\frac{sR(s)}{1 + G(s)} \right] \quad (4.3)$$

Neste capítulo serão apresentadas simulações numéricas utilizando os modelos das aeronaves e dos controladores que foram apresentados nos capítulos anteriores. Primeiramente serão feitas as simulações para a aeronave de asa rígida (Mirage II) seguidas das simulações para a aeronave de asa flexível (NFNS_190s).

A aplicação de técnicas de controle não lineares em controle de voo vem ganhando popularidade nos últimos anos. Técnicas desse tipo utilizam informações sobre a dinâmica do sistema, não linear, no processo de construção de leis de controle.

As técnicas de controle utilizadas neste trabalho são: *i)* Proporcional Integrativo Derivativo (PID), *ii)* Regulador Integrativo Universal (RIU), *iii)* Inversão Dinâmica (ID) e *iv)* *Sliding Mode*. A primeira técnica citada neste parágrafo é linear, já as outras são não lineares.

Estas leis de controle são mais detalhadamente apresentadas a seguir e as mesmas serão aplicadas no controle de aeronaves rígidas e flexíveis.

i) Mirage III

Mirage III 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. Na Figura 4.4, tem-se o Mirage III, ele foi produzido em diversas versões e adquirido pelas forças aéreas de vinte países num total de 1.422 unidades construídas (Retirado de Wikipedia.org – https://pt.wikipedia.org/wiki/Dassault_Mirage_III). Os dados desta aeronave estão citados em Sousa (2005).



Figura 4.4 – Dassault Mirage III. Retirado de Aerospaceweb.org.

ii) NFNS_190s

A aeronave com a metodologia NFNS_s (NFNS_190s) possui geometria semelhante ao avião Embraer-190 (Figura 4.5). Os dados de entrada (geometria, distribuição de massa, coeficientes aerodinâmicos) foram retirados da referência SOUSA, (2013).



Figura 4.5 – Embraer 190. Retirado de SMARTCOCKPIT (2011).

4.1 Simulações numéricas das aeronaves Mirage III

Foram feitas simulações numéricas utilizando a aeronave Mirage III, que é uma aeronave rígida e uma aeronave modelada com a metodologia NFNS_s empregando sistemas de controle.

Para implementar o controle foram feitas simulações numéricas da dinâmica das aeronaves consideradas. O primeiro passo no trabalho feito foi uma validação qualitativa dos modelos simulados. Foram feitas simulações e depois análises qualitativas dos resultados para ver a representatividade das aeronaves modeladas, a coerência física.

Validados os modelos, foram implementadas as leis de controle, e os próximos gráficos mostram os resultados de simulações feitas.

Para todas as simulações no Mirage III, a condição padrão de voo será a 2000 metros de altitude ($H = 2000\text{m}$) e velocidade total de 200m/s ($V = 200\text{m/s}$).

Em Da Silva & Paglione (2010), as derivadas de estabilidade e de controle foram modeladas para a seguinte condição de equilíbrio: $V=224,6\text{m/s}$ e $H=10000\text{m}$.

As simulações a respeito da validação do modelo NFNS_190s foram feitas em Sousa (2013), porém neste trabalho o modelo estrutural da aeronave NFNS_190s apresenta apenas um elemento para cada membro estrutural. Isto foi feito para diminuir o número de estados no modelo e assim, acelerar as simulações. Foram feitas também simulações para validação deste modelo reduzido, mas estas não são apresentadas nesta dissertação.

Em todas as simulações, as curvas vermelhas mostram o valor do sinal desejado e as curvas azuis mostram o valor real dos estados e os ganhos foram obtidos através do método tentativa e erro, porém existem sugestões para saber qual ganho alterar primeiro.

4.1.1 Análise de estabilidade e equilíbrio no Mirage III

O objetivo desta etapa é encontrar a condição de equilíbrio da aeronave para uma condição de voo determinada (altitude, velocidade, ângulo de derrapagem e velocidade angular de curva, isto é, variação do ângulo de proa). Para encontrar o ponto de equilíbrio, utiliza-se uma rotina de otimização na busca de vetor de estado $x = (\alpha, \phi, \delta_a, \delta_l, \delta_e, \pi)$, (α : ângulo de ataque, ϕ : ângulo de rolamento, δ_a : deflexão de aileron, δ_l : deflexão de leme, δ_e : deflexão de profundor e π : deflexão de manete) de tal forma a minimizar as variações nos graus de liberdade V, β, α, p, q e h , (V : velocidade, β : ângulo de derrapagem, α : ângulo de ataque, p : taxa de rolagem, q : taxa de arfagem e h : altitude) de maneira a garantir o equilíbrio e possivelmente a estabilidade da aeronave.

A primeira simulação efetuada foi a fim de verificar o equilíbrio da aeronave nas condições:

$$H = 2000m, V = 200m/s, \beta = 0^\circ \text{ e } \dot{\psi} = 0^\circ/s$$

Foi encontrado o seguinte vetor de estado para o equilíbrio:

$$\alpha = 2.929191459063252^\circ$$

$$\phi = -7.006647736307301 \cdot 10^{-12} \text{ }^\circ$$

$$\theta = 2.929191459063252^\circ$$

$$\delta_a = 1.678024680960448 \cdot 10^{-15} \text{ }^\circ$$

$$\delta_l = 4.707187791552872 \cdot 10^{-14} \text{ }^\circ$$

$$\delta_e = -1.106583440090571^\circ$$

$$\pi = 37,33664044074952\%$$

Fazendo uma análise física, os resultados são coerentes, já que a aeronave não descreve movimento lateral, as deflexões do aileron e leme são nulas. Além disso, ângulo de ataque positivo, não nulo, com valor igual ao ângulo de altitude, evidenciando a não variação da altitude. Também a deflexão negativa de profundor, afim de compensar o momento restaurador causado pelo estabilizador horizontal e o valor de π mostrando que a turbina está utilizando 37,34% de sua potência.

Em sequência, foi realizada uma simulação para verificar o equilíbrio deste ponto. A Figura 4.6 traz o comportamento da aeronave no decorrer do tempo.

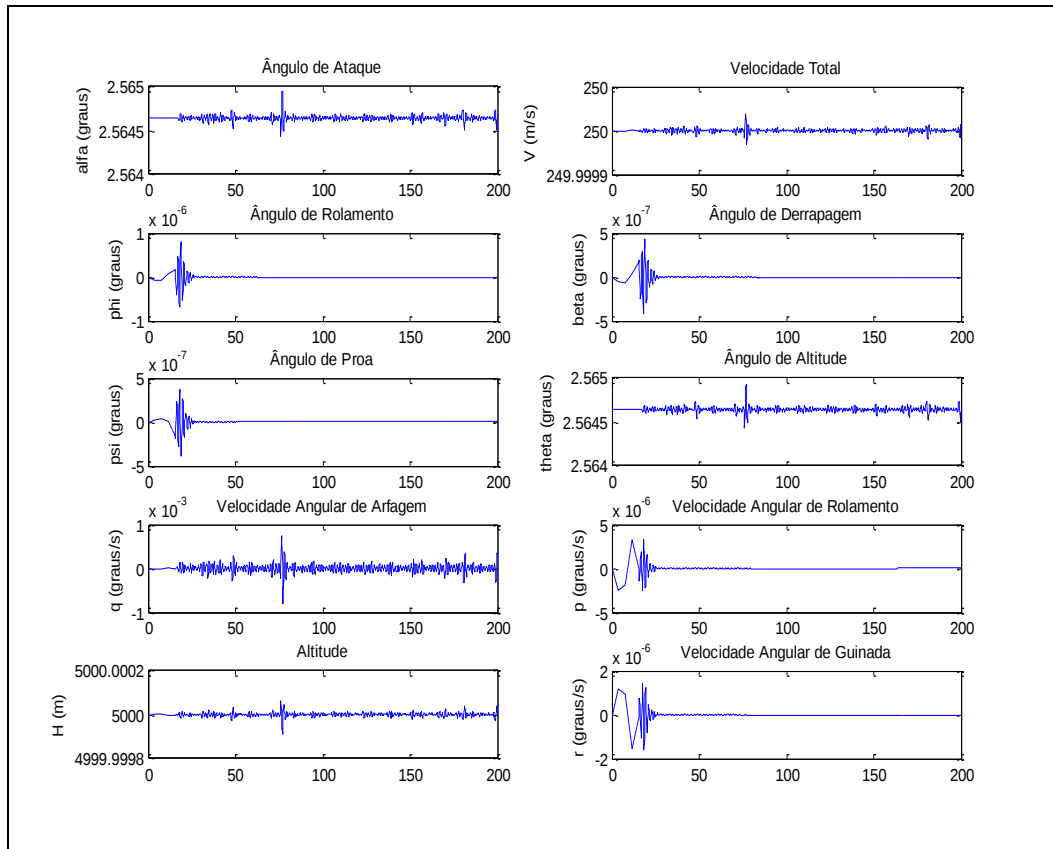


Figura 4.6 – Comportamento da aeronave Mirage III livre de comandos ou perturbações.

Observando a Figura 4.6, pode-se notar que as variações dos graus de liberdade da aeronave foram desprezíveis ao longo de 200 segundos. Este comportamento mostra que a aeronave de fato está equilibrada nas condições descritas.

4.1.2 Análises dinâmica do Mirage III com comandos pré-definidos

Esta etapa visa averiguar o comportamento dinâmico da aeronave quando comandos pré-definidos são configurados, a fim de verificar a influência dinâmica das superfícies de controle e realizar mais uma validação dinâmica do modelo. Aqui, uma rotina computacional será utilizada para resolver o sistema de equações diferenciais levando-se em conta variações pré-definidas nas superfícies de controle.

Serão utilizados “doublets” (a soma de um sinal constante positivo seguido da soma de um sinal constante negativo, ambos por tempo limitado, retornando depois de um certo tempo a condição inicial) para as quatro superfícies de controle ($\delta_a, \delta_l, \delta_e, \pi$), para verificar a resposta da aeronave à todas as superfícies. Daqui em diante, a condição padrão de simulação será:

$$H = 2000m, V = 200m/s, \beta = 0^\circ e \dot{\psi} = 0^\circ/s$$

4.1.2.1 Doublet de profundor

A primeira simulação realizada nesta etapa, cujo objetivo é analisar a resposta da aeronave à comandos variados foi um doublet de profundor de amplitude de 5° e tempo total de duração de 4s. A resposta da aeronave é mostrada na figura:

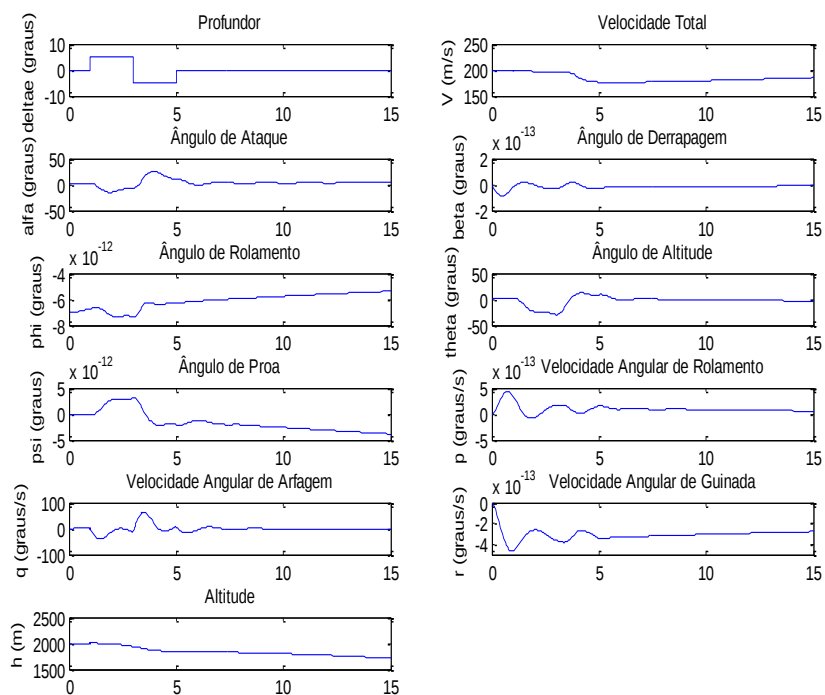


Figura 4.7 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de profundor.

Observando a Figura 4.7, é possível verificar claramente que a aeronave respondeu ao comando de profundor. No tempo $t = 1s$, quando o profundor sofre uma deflexão simétrica positiva, este desvia o ar para “baixo”, fazendo com que a cauda da aeronave “suba” e o nariz aponte para “baixo”. Logo, o resultado é um momento de arfagem negativo e velocidade angular de arfagem negativa, condizente com o resultado da simulação. Por outro lado, quando este passa a ter uma deflexão simétrica negativa, o mesmo desvia o ar para “cima”, criando uma força resultante na cauda para “baixo”. Logo, o resultado é um momento de arfagem positivo e velocidade de arfagem positiva, e ângulo de ataque negativo, mais uma vez condizente com o resultado da simulação. Então, fica claro que o modelo está validado com relação a comandos de profundor.

4.1.2.2 Doublet de ailerons

Foi realizado um doublet de ailerons com amplitude de $0,5^\circ$ e tempo total de 4s. A resposta da aeronave a este comando está representada na figura:

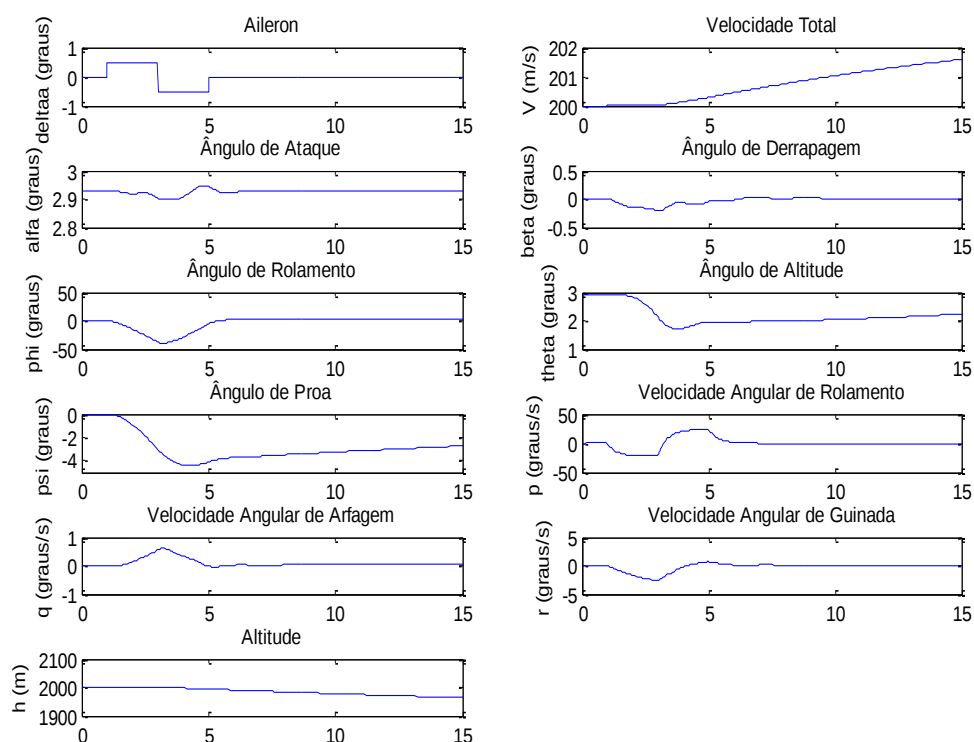


Figura 4.8 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de ailerons.

Observando a Figura 4.8, fica evidente que a aeronave responde ao comando de ailerons. Uma deflexão positiva de ailerons significa que o aileron direito foi defletido para baixo e o aileron esquerdo para cima, neste caso, ambos com mesma magnitude. Para a análise de forças, toma-se o aileron direito: quando este é defletido para baixo, desvia o ar no sentido positivo de z-corpo, o que resulta em uma força de reação no sentido negativo de z-corpo, isto é, para “cima”. Esta força localizada a direita da aeronave acarreta um momento de rolamento negativo e consequentemente uma taxa de rolamento negativo. O mesmo raciocínio é válido para a deflexão negativa de ailerons. Os resultados condizem perfeitamente com o esperado e pode-se dizer que o modelo está validado para comandos de ailerons. Vale observar que o ângulo de rolamento chegou até -50° , isto é, avião efetuou uma manobra consistida de um rolamento de quase uma volta e meia para a “esquerda” seguida de quase uma volta e meia para a “direita”.

4.1.2.3 Doublet de leme

Foi realizado um doublet de leme, com amplitude de 10° e tempo total de duração de 4s. A resposta da aeronave a este comando está representada na figura abaixo:

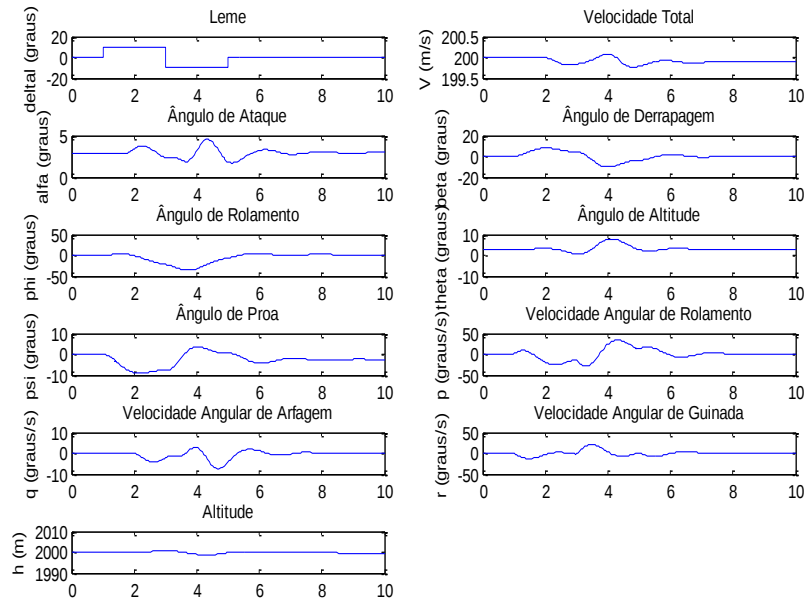


Figura 4.9 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de leme.

De acordo com a Figura 4.9, fica evidente que a aeronave respondeu aos comandos de leme. Vale observar que, leme defletido positivamente significa deflexão do mesmo para a esquerda. Assim, nesta condição o ar é desviado para a esquerda, o que resulta em uma força de reação para a direita na cauda do avião. Logo, o momento de guinada é negativo e consequentemente a velocidade angular de guinada também é negativa. Olhando atentamente para a Figura 4.9, no instante $t = 1s$, onde o leme sofre uma deflexão positiva, a velocidade de guinda passa a ter valor negativo. Um efeito direto deste movimento é a diferença de velocidade do ar nas asas direita e esquerda e uma assimetria do movimento. Nestas condições, há uma diferença entre a sustentação da asa direita com relação à esquerda e um momento de rolamento é gerado como pode-se verificar na Figura 4.9. Pode-se afirmar que o modelo está validado qualitativamente para comandos de leme.

4.1.2.4 Doublet de manete

A Figura 4.10 mostra claramente que a aeronave responde a comandos de manete. Vale observar que comandos positivos de manete significa um aumento na potência da turbina e aumento da tração. Esse aumento de tração desequilibra as forças e provoca uma aceleração do avião. Com o aumento da velocidade, aumentam a força de sustentação e o arrasto. A aeronave ganha altitude e faz movimento acelerado até a resultante no eixo x-corpo seja nula novamente. O raciocínio é análogo para um comando negativo de manete. Pode-se verificar que a resposta da aeronave condiz muito bem com o esperado e logo é possível afirmar que o modelo está validado qualitativamente também para comandos de manete.

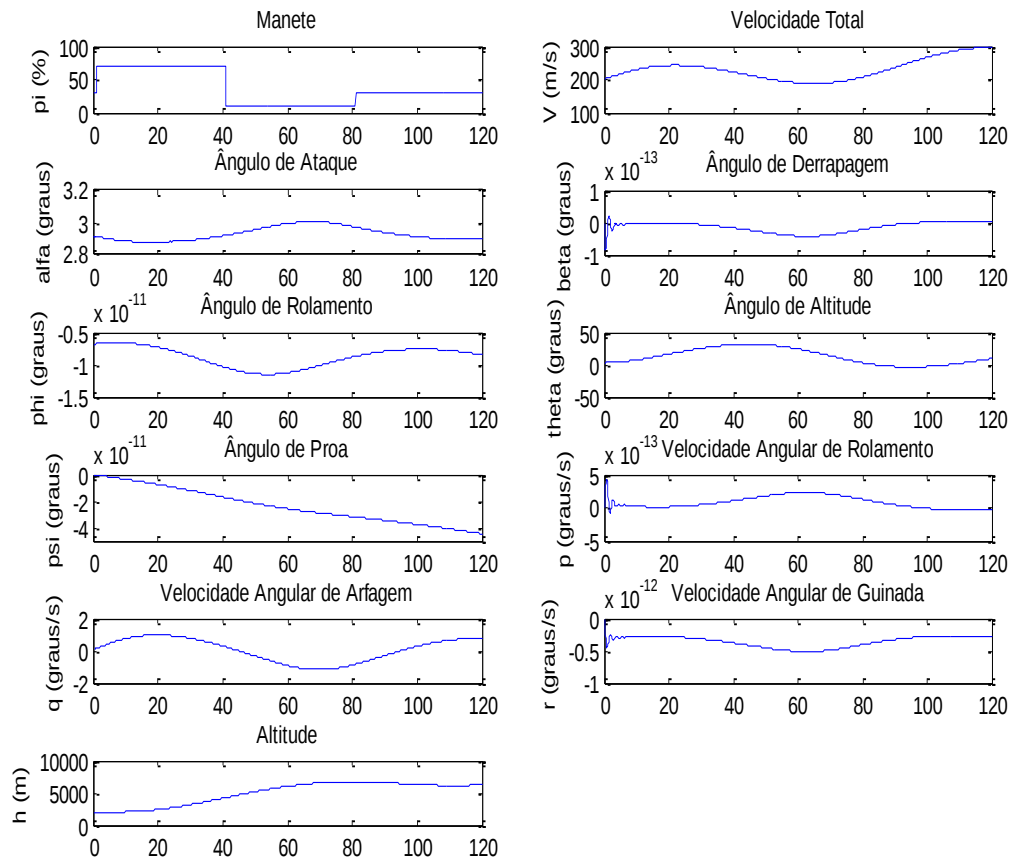


Figura 4.10 – Resposta da aeronave Mirage III a um doublet de manete.

4.1.3 Controle proporcional integrativo derivativo (PID)

Uma vez implementado e validado os modelos, foram implementadas as leis de controle. A primeira lei de controle implementada foi a do tipo PID.

De acordo com Ogata (2010) é predominante o uso de controladores PID nas malhas industriais, pois é uma estratégia muito popular devido a sua arquitetura simples e sua sintonia ser realizada por métodos igualmente simples e consolidados. Mesmo sendo bastante utilizado, e possuindo uma grande história e bibliografia, os controladores PID ainda é uma área ativa de pesquisa, tanto acadêmica quanto industrial (CONG & LIANG, 2009).

A maioria dos controladores PID utilizados são ajustados em campo, algumas vezes por métodos de tentativa e erro, outras por diferentes tipos de regras de sintonia, as quais vêm sendo propostas na literatura. Segundo Ogata (2010) a utilidade dos controladores PID está na sua aplicabilidade na maioria dos sistemas de controle. Na área dos sistemas de controle de processos, as estruturas de controle PID e PID modificadas provaram sua utilidade, como resposta um controle satisfatório, embora em muitas situações específicas não possam fornecer o controle ótimo.

O controlador Proporcional, Integrativo e Derivativo gera a sua saída proporcionalmente ao erro, a integral do erro e a derivada do erro. A Equação (4.4) apresenta a forma ideal do controlador PID:

$$u(t) = K_p e(t) + K_p \frac{1}{T_i} \int e(t) + K_p T_d \frac{de(t)}{dt} \quad (4.4)$$

A Figura 4.11 apresenta o diagrama de blocos do controlador PID.

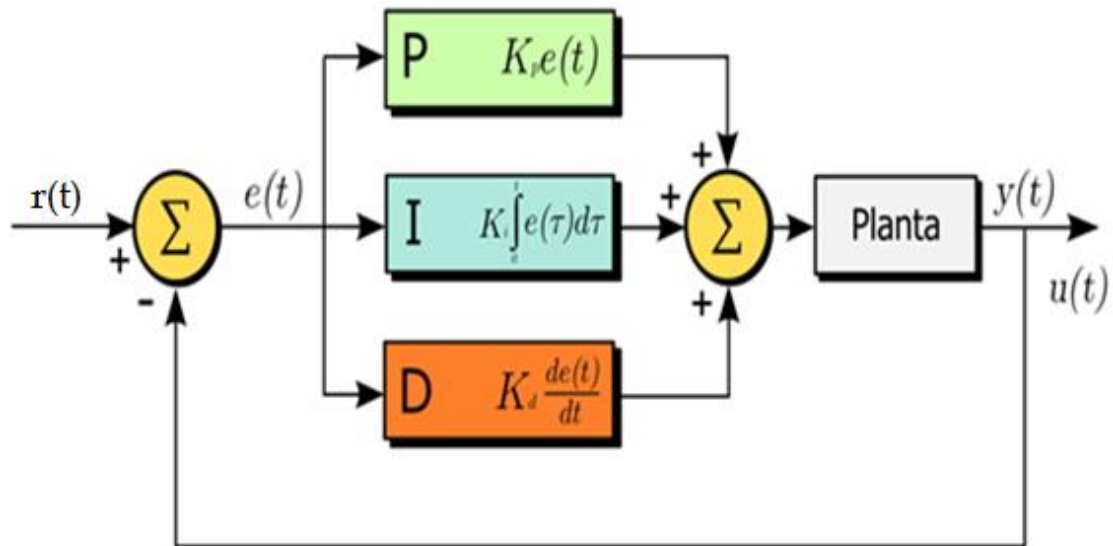


Figura 4.11 – Diagrama de blocos do controle PID. Retirado de Puhlmann (2014).

Aplicando a transformação de Laplace a Equação (4.4), considerando condições iniciais nulas, obtém-se a função de transferência $G_c(s)$ do controlador PID:

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{sT_i} + sT_d \right) \quad (4.5)$$

4.1.3.1 PID no Mirage III

A Figura 4.12 mostra o layout geral do conjunto aeronave e controlador, exatamente como foram implementados e utilizados nas simulações.

Os valores dos ganhos para o controle PID foram obtidos por um processo de tentativa e erro.

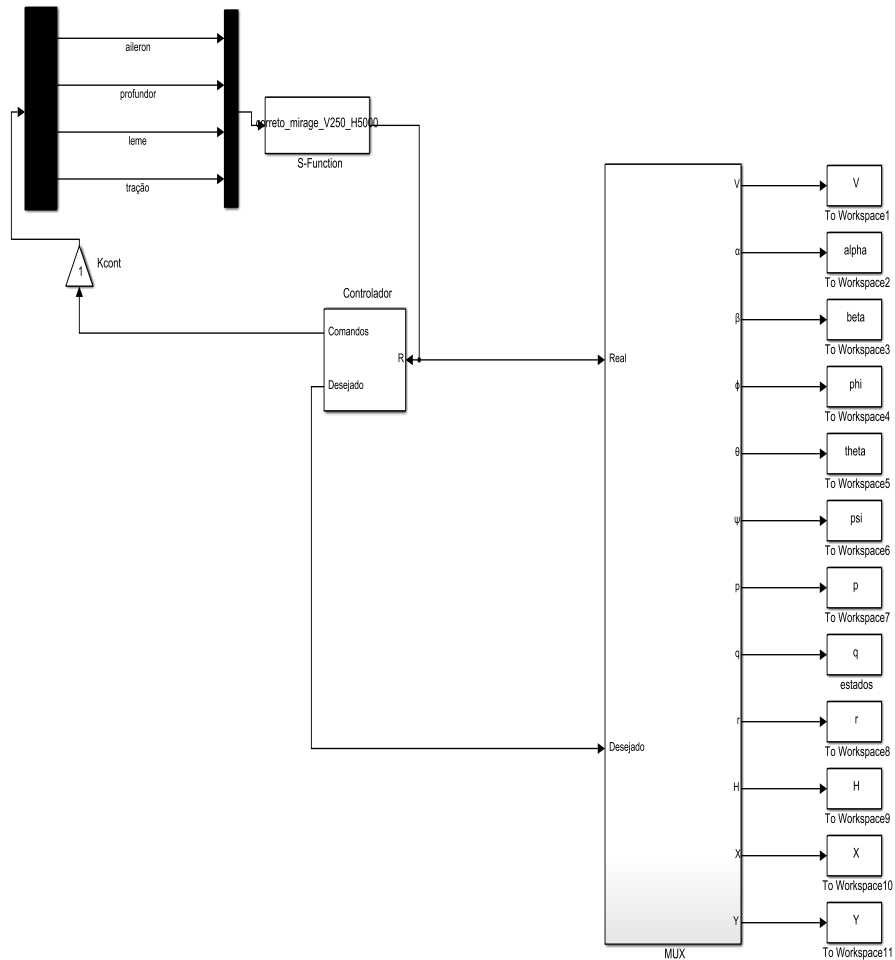


Figura 4.12 – Representação do modelo PID implementado no Mirage III.

i) Controle da taxa de arfagem (q)

Os valores dos ganhos usados para calcular a taxa de arfagem foram:

$$k_p = 3,4 \quad k_i = 11 \quad k_d = 0,05$$

A simulação mostrada na Figura 4.13 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem, e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. Para o controle da taxa de arfagem foi fácil a obtenção dos ganhos.

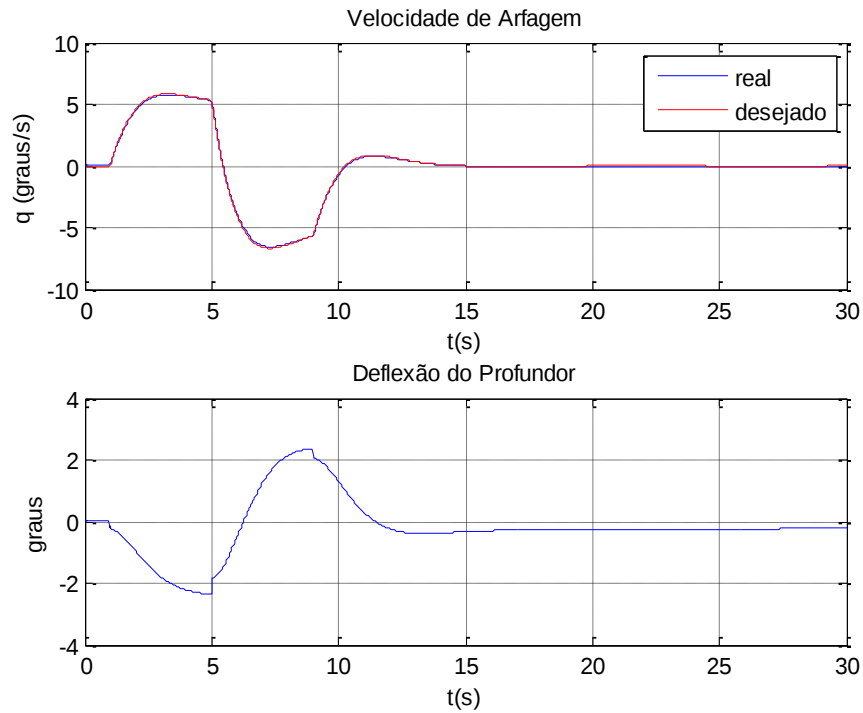


Figura 4.13 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Controle do ângulo de ataque (α)

Os valores dos ganhos usados foram:

$$k_p = 3,6 \quad k_i = 12 \quad k_d = 0,698$$

Para o controle da taxa de arfagem foi fácil a obtenção dos ganhos. Simulações feitas com a lei de controle PID foram feitas, e os resultados são apresentados na Figura 4.14. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque.

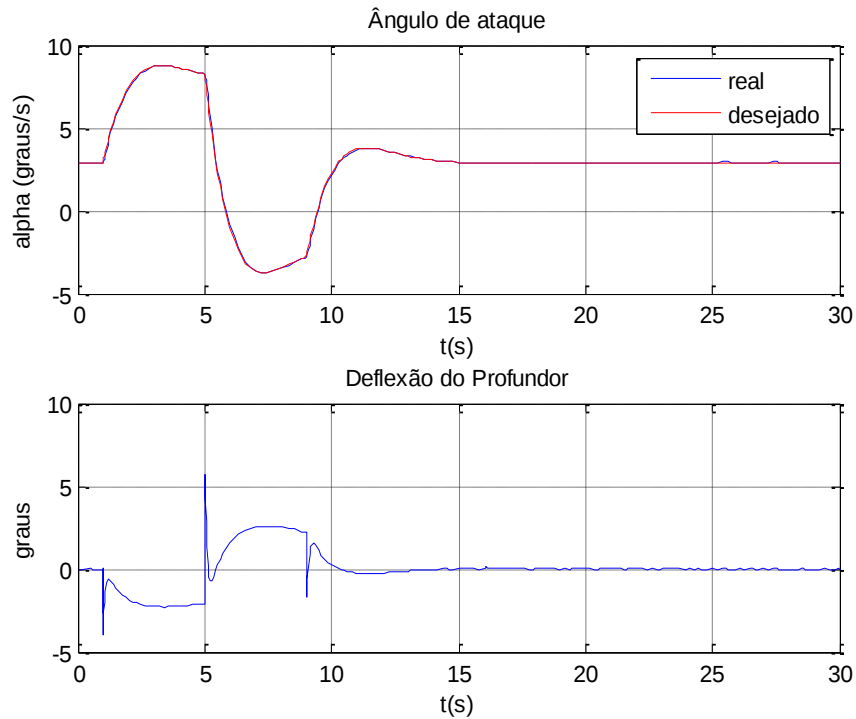


Figura 4.14 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Controle do ângulo de atitude (θ)

Os valores dos ganhos usados foram:

$$k_p = 3,6 \quad k_i = 12,29 \quad k_d = 0,698$$

A simulação apresentada na Figura 4.15 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um excelente rastreamento. Foi fácil a obtenção dos ganhos.

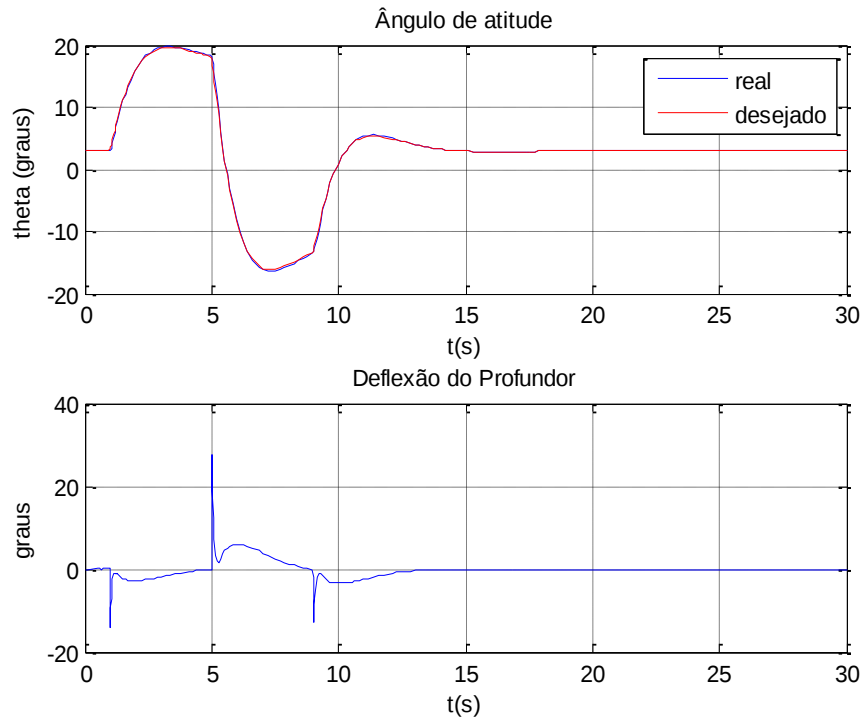


Figura 4.15 – Controle do ângulo de atitude.

iv) Controle da velocidade (V) e altitude (H)

Os valores dos ganhos usados para velocidade foram:

$$k_p = 0 \quad k_i = 0 \quad k_d = 0$$

Os valores dos ganhos usados para altitude foram:

$$k_p = 0.09 \quad k_i = -0.02 \quad k_d = -0.09$$

Conforme a Figura 4.16, pode-se observar que através do método tentativa e erro não foi possível controlar a velocidade utilizando o controlador PID, porém o único valor aceitável para o k_d foi zero.

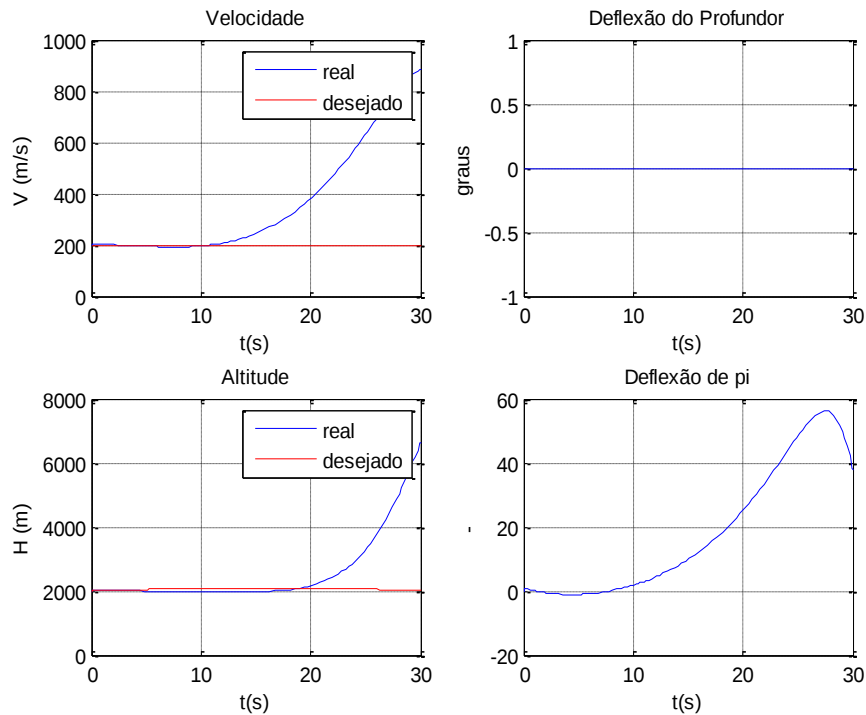


Figura 4.16 – Controle da velocidade e altitude.

v) Controle do ângulo de rolamento (ϕ)

Os valores dos ganhos utilizados no ângulo de rolamento foram:

$$k_p = 3 \quad k_i = 12 \quad k_d = 0,5$$

Os valores dos ganhos utilizados na taxa de guinada foram:

$$k_p = 2 \quad k_i = 3 \quad k_d = 0,05$$

A superfície de controle usada para controlar o ângulo de rolamento é o aileron. O leme foi usado como amortecedor de guinada. Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Figura 4.17. Para o controle do ângulo de rolamento foi difícil a obtenção dos ganhos e obteve um resultado satisfatório com estabilidade.

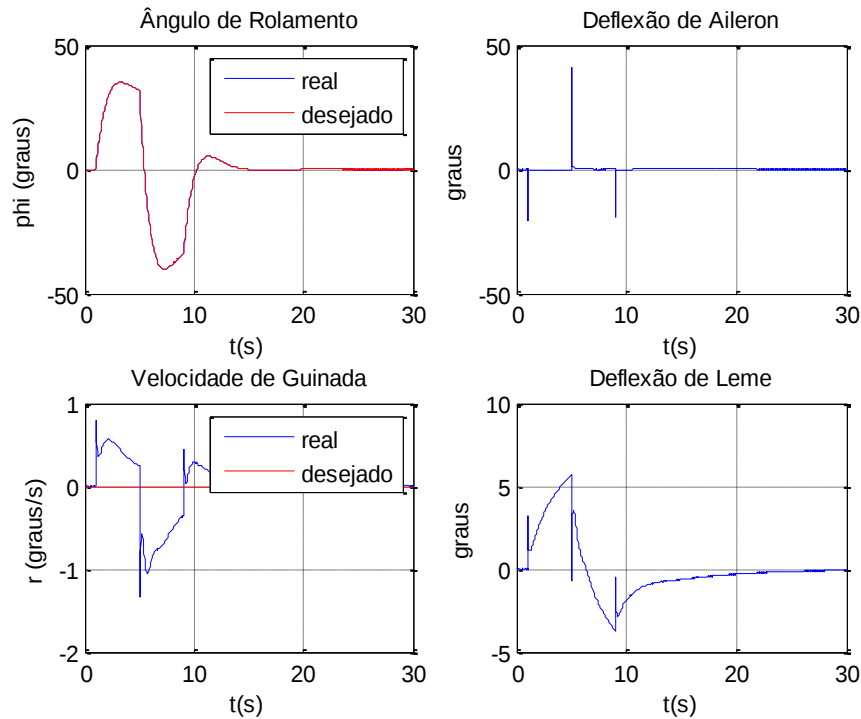


Figura 4.17 – Controle do ângulo de rolamento.

vi) Controle do Ângulo de Proa (Ψ)

Os valores dos ganhos utilizados no ângulo de proa foram:

$$k_p = 3 \quad k_i = 3 \quad k_d = 4$$

Os valores dos ganhos utilizados na taxa de guinada foram:

$$k_p = 2 \quad k_i = 4 \quad k_d = 0,01$$

A Figura 4.18 apresentou resultados satisfatórios com um excelente rastreamento. Para o controle do ângulo de proa foi difícil a obtenção dos ganhos e teve um resultado satisfatório.

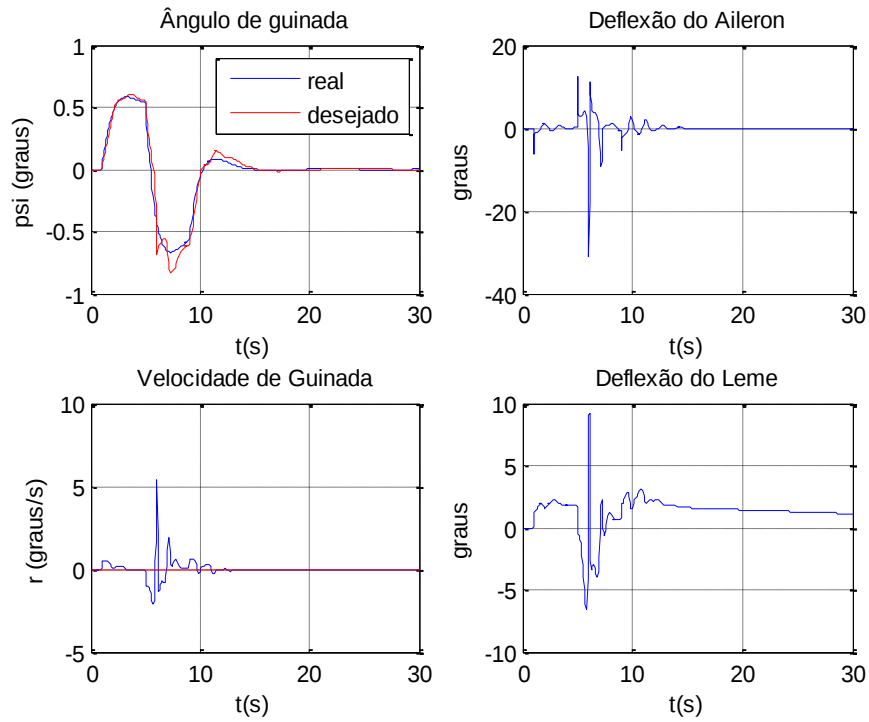


Figura 4.18 – Controle do ângulo de proa.

4.1.3.2 PID no NFNS_190s

Os controladores baseados na lei de controle do controlador proporcional derivativo foram implementados em Simulink™. A Figura 4.19 mostra o diagrama de blocos utilizado no NFNS_190s.

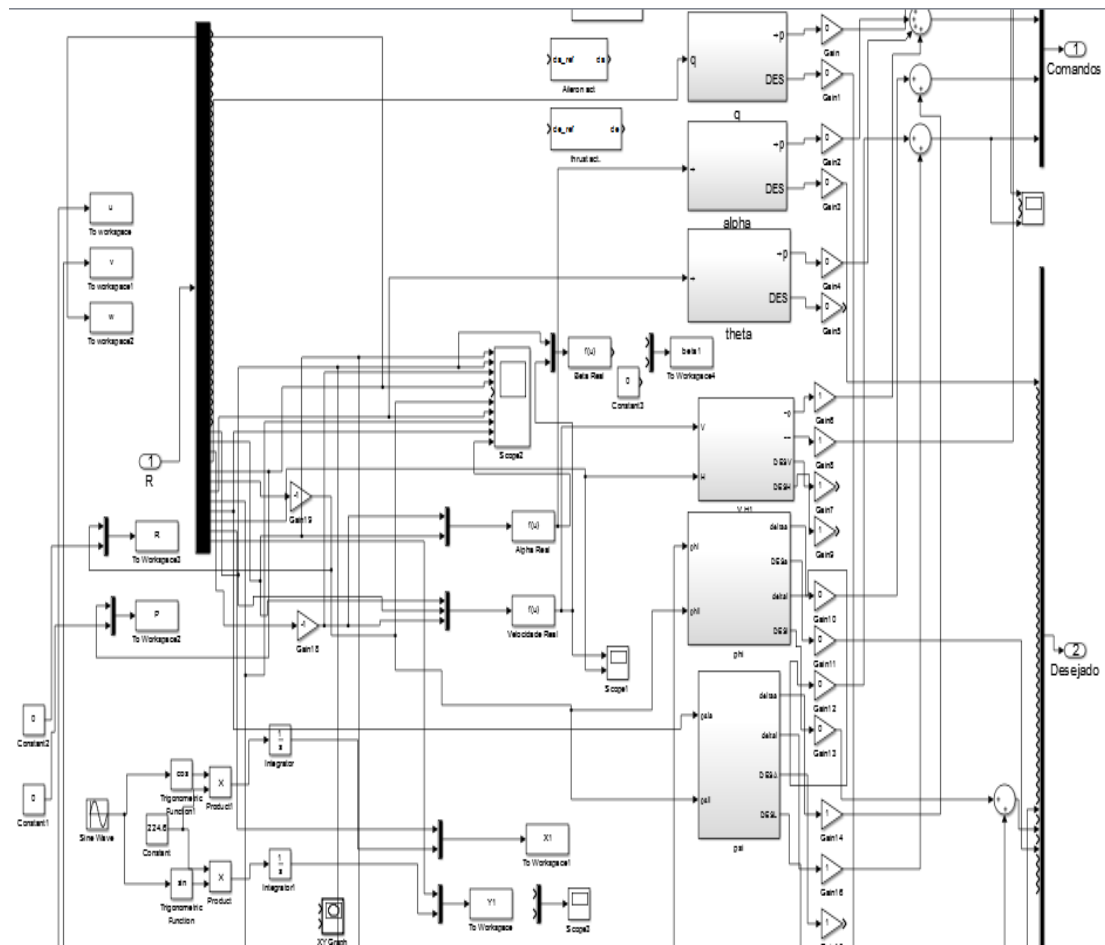


Figura 4.19 – Diagrama de blocos do controle PID no NFNS_190s.

i) Taxa de arfagem (q)

Os valores dos ganhos utilizados na taxa de arfagem foram:

$$k_p = 25 \quad k_i = 1 \quad k_d = 1,5$$

A simulação mostrada na Figura 4.20 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. Para o controle da taxa de arfagem foi fácil a obtenção dos ganhos através do método de tentativa e erro.

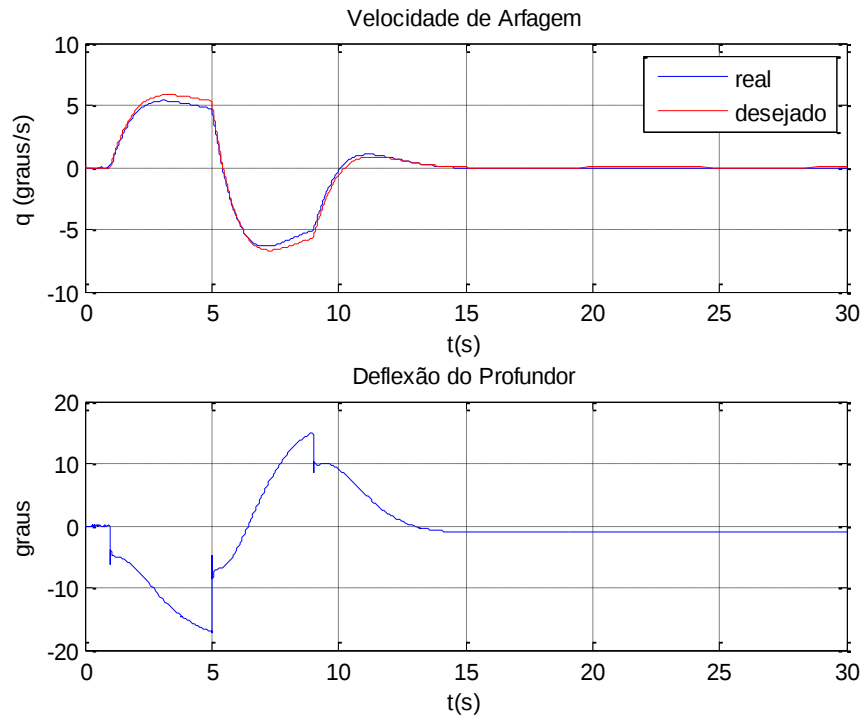


Figura 4.20 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Ângulo de ataque (α)

Os valores dos ganhos utilizados no ângulo de ataque foram:

$$k_p = 9 \qquad k_i = 1 \qquad k_d = 1,5$$

Para o controle da taxa de arfagem foi relativamente fácil a obtenção dos ganhos. Simulações feitas com a lei de controle PID foram feitas, e os resultados são apresentados na Figura 4.21. Pode-se ver um rastreamento nem tanto satisfatório do ângulo de ataque.

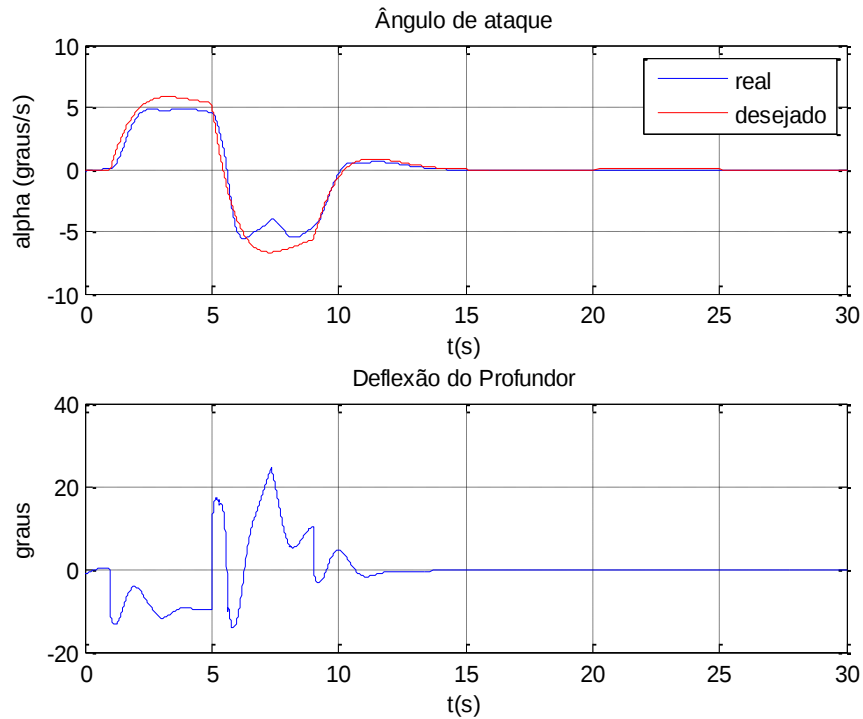


Figura 4.21 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Ângulo de atitude (θ)

Os valores dos ganhos utilizados no ângulo de atitude foram:

$$k_p = 9 \qquad k_i = 1 \qquad k_d = 1,5$$

A simulação apresentada na Figura 4.22 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um bom rastreamento. Foi relativamente fácil a obtenção dos ganhos através do método de tentativa e erro.

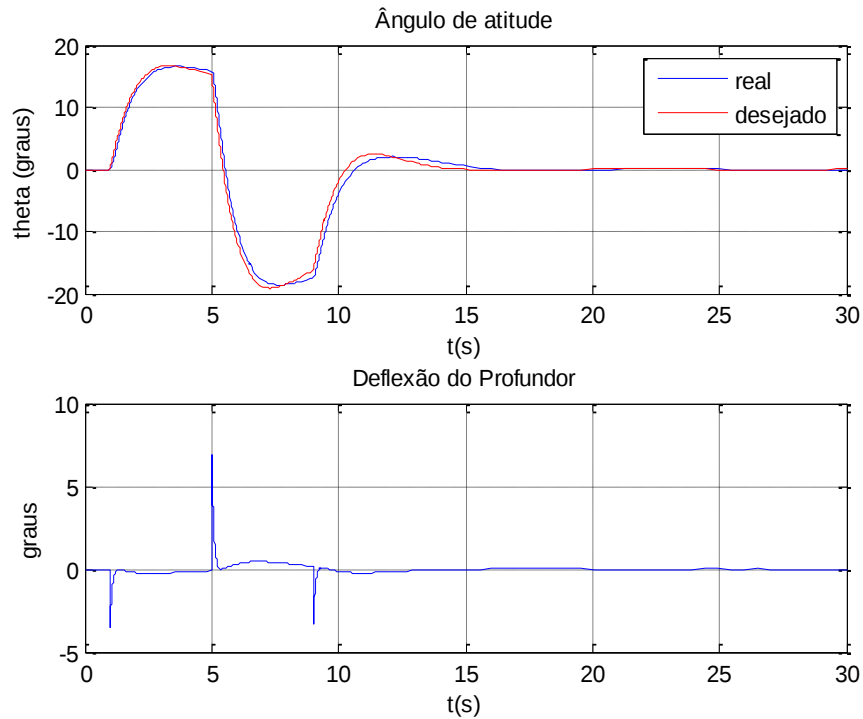


Figura 4.22 – Controle do ângulo de atitude.

iv) Ângulo de rolamento (ϕ)

Os valores dos ganhos utilizados no ângulo de rolamento foram:

$$k_p = 1 \quad k_i = 5 \quad k_d = 0,5$$

Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento são apresentados na Figura 4.23. Para o controle do ângulo de rolamento foi difícil a obtenção dos ganhos, porém obteve um bom rastreamento do ângulo de rolamento.

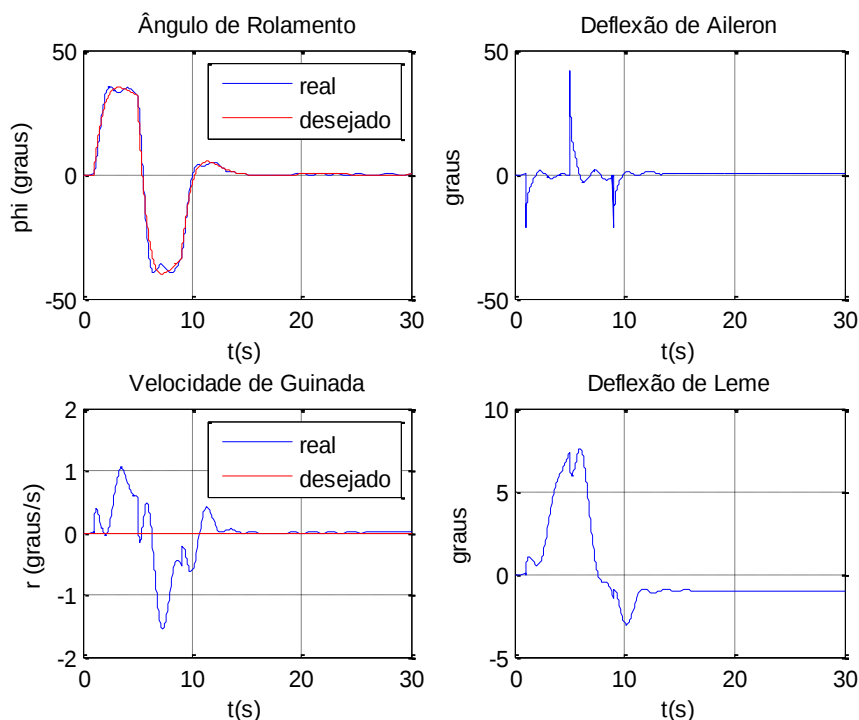


Figura 4.23 – Controle do ângulo de rolamento.

4.1.4 Regulador integrativo universal (RIU)

O projeto “universal” foi apresentado pela primeira vez por Khalil, para o integrador convencional, onde foi mostrado que a estrutura do regulador integrativo universal coincide com o PI clássico e controladores PID, seguido por saturação, para um grau relativo (SESHARGIRI & KHALIL, 2005).

Segundo Seshagiri & Khalil (2005) o RIU é uma técnica recente (nova) que pode utilizar controle por estrutura variável e requer apenas duas informações a respeito do sistema a ser controlado: *i)* o grau relativo e *ii)* o ganho de alta frequência.

A definição dos graus relativos requer o cálculo de derivadas de Lie sucessivas até que seja verificada uma relação direta entre uma das derivadas da saída comandada e o sinal de entrada, ou seja, grau relativo de um sistema é o número de vezes que precisamos derivar a saída y até que apareça o controle u explicitamente. E os ganhos são os valores dados as constantes.

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 (SOUSA & PAGLIONE, 2012), (SOUSA, 2013). Leis de controle

definidas pelo método do regulador integrativo universal são utilizadas para controlar sistemas com dinâmica não linear representada pela Equação (4.6):

$$\begin{aligned}\dot{x} &= f(x, \varsigma) + \sum_{i=1}^m g_i(x, \varsigma) [u_i + \delta_i(x, \varsigma, w)] \\ y_i &= h_i(x, \varsigma)\end{aligned}\tag{4.6}$$

onde:

$x \in \mathbb{R}^n$: vetor de estados;

$u \in \mathbb{R}^m$: vetor de controle;

$y \in \mathbb{R}^m$: sinal de saída;

ς : vetor de parâmetros constantes não conhecidos pertence a um conjunto compacto

$\Theta \subset \mathbb{R}^p$;

$w(t)$: sinal externo contínuo (com exceção de número finito de descontinuidades) e pertence a um conjunto compacto;

$f(\cdot)$ e $g_i(\cdot)$: campos vetoriais suaves;

D_x : subconjunto aberto conectado de $\mathbb{R}^n$;

$h_i(\cdot)$: funções suaves em D ;

δ_i (perturbações): funções contínuas.

Em Seshagiri & Khalil (2005), é definida a expressão para a lei de controle do tipo regulador integrativo universal, apresentada na Equação (4.6):

$$u = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma + k_1 e_1 + k_2 e_2 + \dots + e_\rho}{\mu} \right) \right]\tag{4.7}$$

onde o termo $\text{sat}(\cdot)$ é uma suavização do termo descontínuo $\text{sgn}(\cdot)$ feita em uma camada limite em torno da superfície s ($s \pm \mu$). Esta suavização é feita com o intuito de minimizar o *chattering* (oscilações com altíssimas frequências).

$$sat(x) = x \rightarrow |x| \leq 1$$

$$sat(x) = \text{sgn}(x) \rightarrow |x| > 1$$

μ : espessura da camada limite;

$$e_1 = y - r;$$

r : sinal de referência;

e_i : derivada de e , de ordem $i-1$, $i=1,2,\dots,\rho$

ρ : grau relativo;

σ : saída da Equação 4.7, que representa o integrador condicional:

$$\dot{\sigma} = -k_0\sigma + \mu \left[sat\left(\frac{s}{\mu}\right) \right] \quad (4.8)$$

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

$$s = k_0\sigma + \sum_{j=1}^{\rho_i-1} k_j e_j + e_{\rho_i} \quad (4.9)$$

k : ganho do controlador.

k_0 : ganho usado no integrador condicional.

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.

Desta forma o erro converge assintoticamente para zero quando a dinâmica do sistema estiver contida na superfície $s=0$.

Sousa (2013) utilizou a técnica do regulador integrativo universal para uma proposição dos valores de graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo comumente controlados e os resultados obtidos demonstraram a eficácia e a robustez da lei de controle projetada.

As simulações apresentadas neste trabalho utilizaram leis de controle definidas pela Equação (4.7).

Os valores dos ganhos para o controle RIU foram obtidos por um processo de tentativa e erro.

4.1.4.1 RIU no Mirage III

A Figura 4.24 apresenta o diagrama de blocos do sistema de controle de voo implementado na aeronave Mirage III.

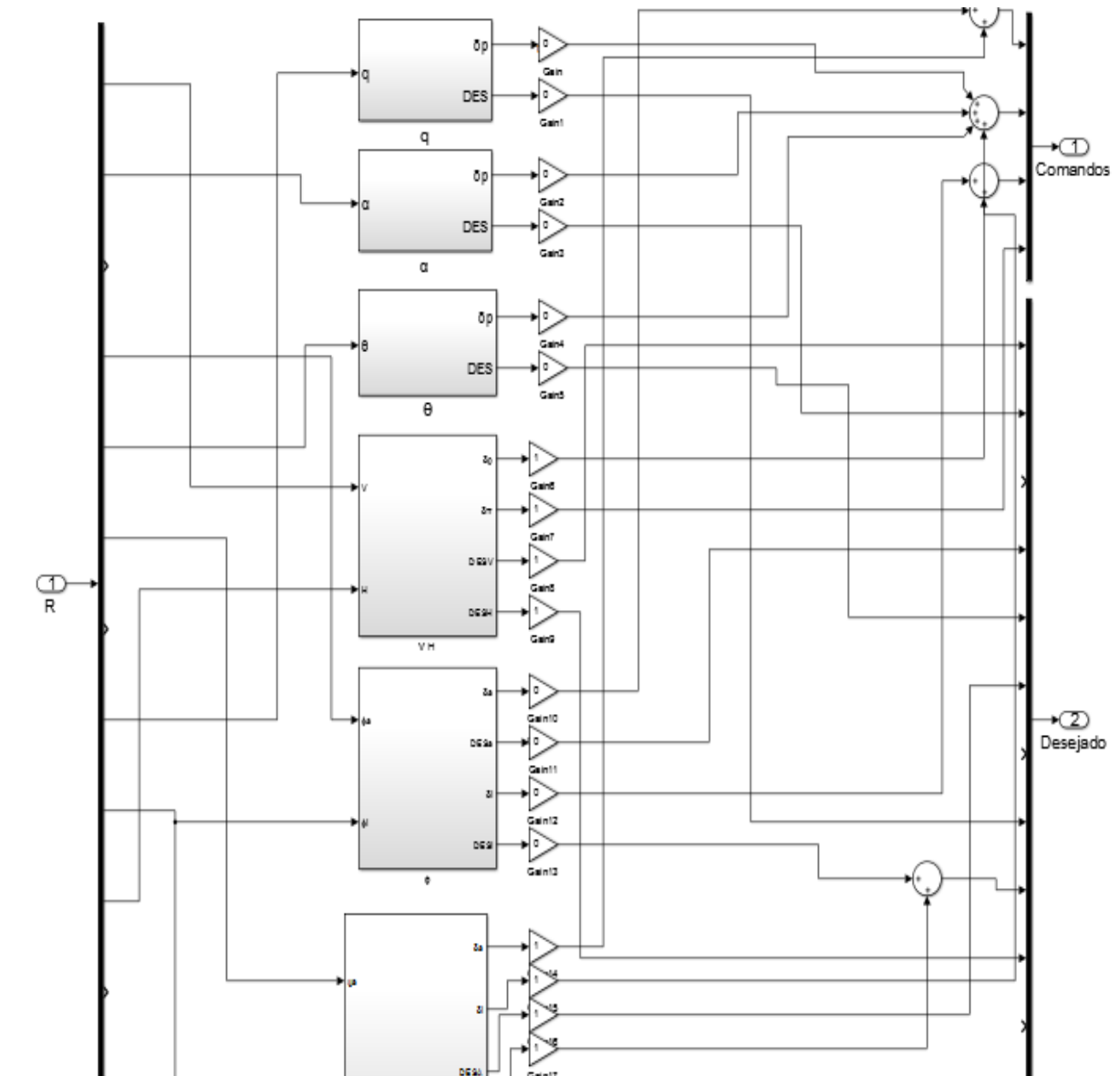


Figura 4.24 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave Mirage III.

i) Controle da taxa de arfagem ($\dot{q}$)

Em Promptun & Seshagiri (2009), é apresentado o uso do controlador regulador integrativo universal no controle da taxa de arfagem. Nesta referência o valor do grau

relativo da saída taxa de arfagem (considerando a deflexão do profundor como entrada) é definido como 1. Este valor foi usado neste trabalho nas simulações apresentadas.

A simulação mostrada na Figura 4.25 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. De acordo com Promptun & Seshagiri (2009), e com os resultados mostrados na Figura 4.25, pode-se propor que o grau relativo da taxa de arfagem seja 1. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos utilizados e da espessura da camada limite é apresentada na Equação 4.10 onde $e_q = q - q_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_q + e_q}{\mu_q} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{10 \sigma_q + e_q}{0.1} \right) \quad (4.10)$$

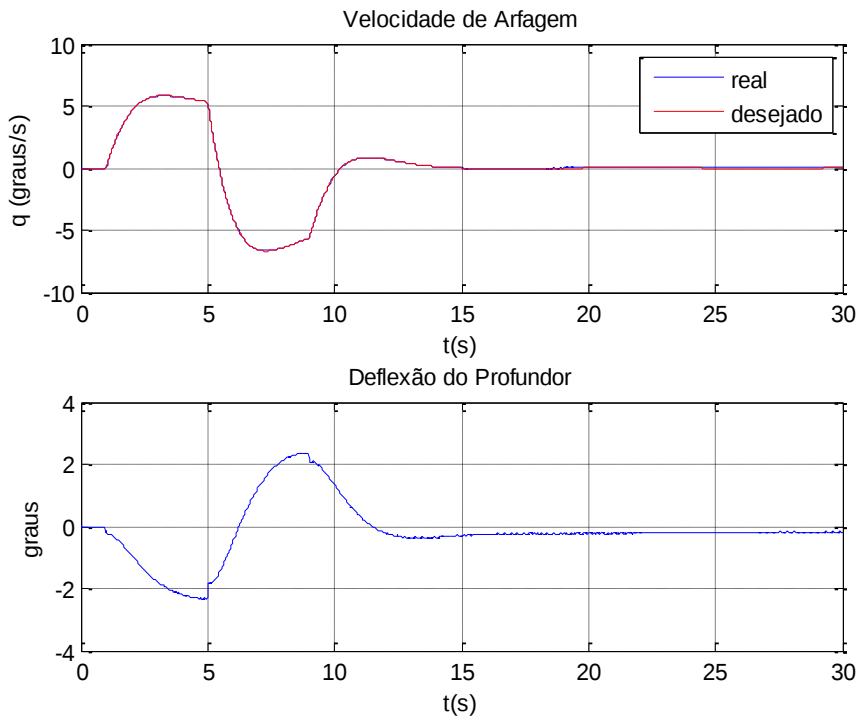


Figura 4.25 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Controle do ângulo de ataque (α)

Em Seshagiri & Promptun (2008), é apresentada a aplicação do regulador integrativo universal no rastreamento de doublets de ângulo de ataque. Nesta referência a superfície de controle é o profundor, e o grau relativo da saída ângulo de ataque é definido como

2. Foram feitas simulações com a lei de controle tipo regulador integrativo universal com grau relativo 2 e os resultados são apresentados na Figura 4.26. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque. Devido a este resultado o valor proposto em (Seshagiri, Promtun, 2008) será mantido neste trabalho. Portanto, o grau relativo do ângulo de ataque é proposto como sendo 2. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentados na Equação 4.11, onde $e_\alpha = \alpha - \alpha_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\alpha + k_1 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = 0,1396263 \text{sat} \left(\frac{10\sigma_\alpha + 1e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{1} \right) \quad (4.11)$$

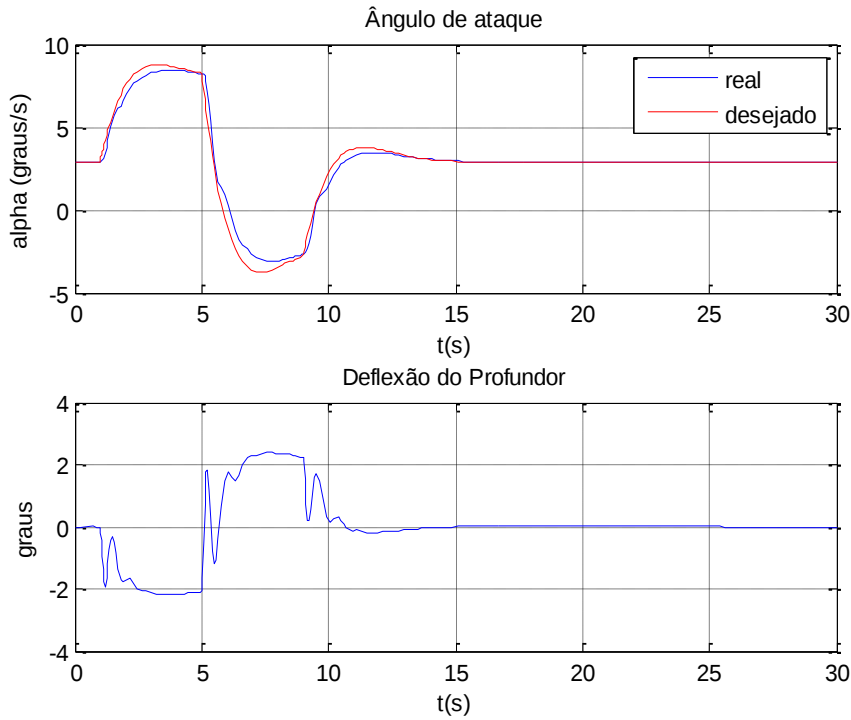


Figura 4.26 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Controle do ângulo de atitude (θ)

Em voo reto e nivelado, o ângulo de atitude é igual ao ângulo de ataque. Com base neste fato, foi feita a suposição de que o grau relativo do ângulo de atitude tem o mesmo valor do grau relativo do ângulo de ataque. A simulação apresentada na Figura 4.27 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um excelente rastreamento. Portanto, o valor proposto para o grau relativo do ângulo de

atitude é proposto como sendo 2. A expressão da lei de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite é apresentada na Equação 4.12, onde $e_\theta = \theta - \theta_d$.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\theta + k_1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = 0,13962634 \text{sat} \left(\frac{8\sigma_\theta + 1e_\theta + \dot{e}_\theta}{1} \right) \quad (4.12)$$

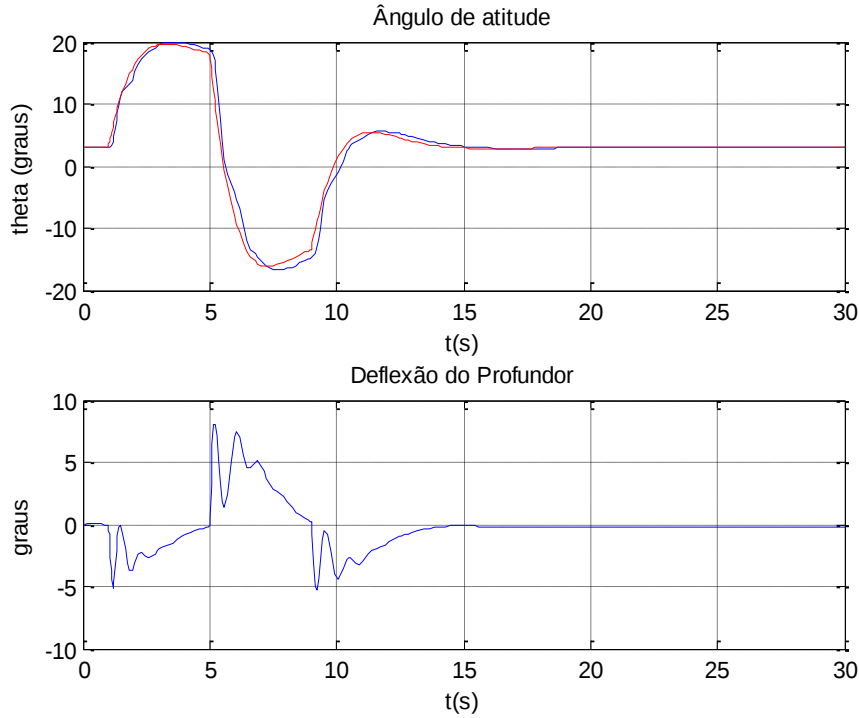


Figura 4.27 – Controle do ângulo de atitude.

Ao controlar o ângulo de atitude, conforme Figura 4.27, houve um pequeno erro estacionário.

iv) Controle da velocidade (V) e altitude (H)

Em Xu *et al.* (2005), Silva (2007) são apresentadas leis de controle não linear da altitude e velocidade de uma aeronave hipersônica. Nestas referências, o profundor e a manete são usados para o controle da velocidade e altitude, e a técnica de controle usada é controle por estrutura variável. Os graus relativos da velocidade e altitude são definidos como sendo 3 e 4, respectivamente. Estes valores dos graus relativos propostos em Xu *et al.* (2005), Silva (2007) foram usados nas simulações e os resultados são apresentados na Figura 4.28. Nas simulações feitas, o profundor foi

usado exclusivamente para controlar a velocidade e a manete de combustível é usada exclusivamente para controlar a altitude. Na Figura 4.28 é comandada uma onda senoidal com 100m de amplitude, ao mesmo tempo em que o profundor é usado para manter a velocidade constante. Os resultados da Figura 4.28 apresentam um rastreamento satisfatório. Portanto, os valores dos graus relativos da velocidade e altitude podem ser mantidos em 3 e 4, respectivamente. A expressão das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações 4.13 e 4.14 onde: $e_H=H-H_d$ e $e_V=V-V_d$.

$$\delta\pi = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_H + k_1e_H + k_2\dot{e}_H + k_3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{\mu_H} \right) \right] =$$

$$-0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.75\sigma_H + 1e_H + 3\dot{e}_H + 0\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{30} \right) \quad (4.13)$$

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_V + k_1e_V + k_2\dot{e}_V + \ddot{e}_V}{\mu_V} \right) \right] =$$

$$-0.065449846 \text{sat} \left(\frac{0.75\sigma_V + 0.09e_V + 2\dot{e}_V + \ddot{e}_V}{8} \right) \quad (4.14)$$

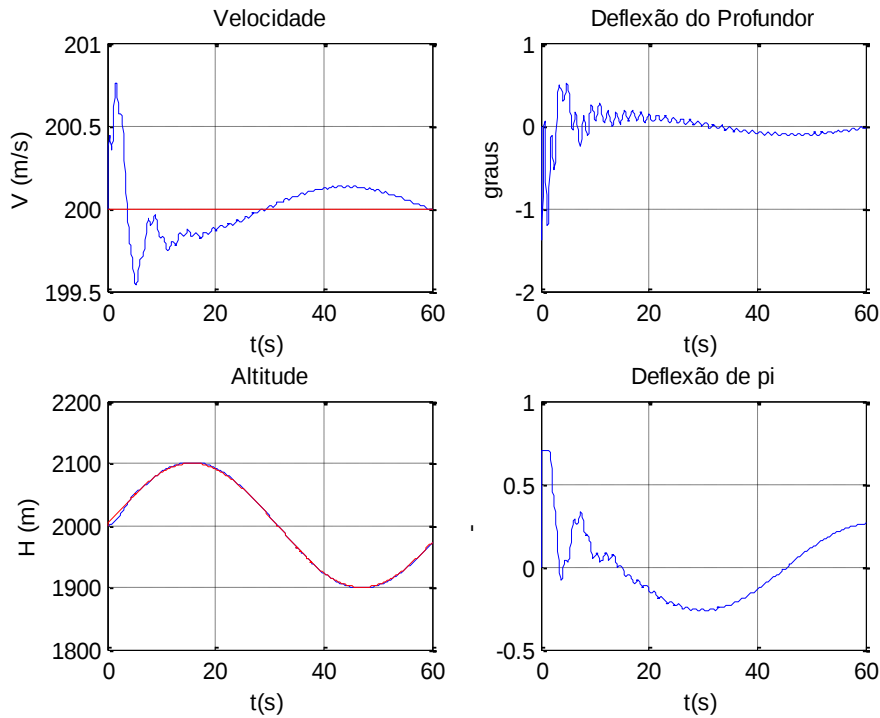


Figura 4.28 – Controle da velocidade e altitude.

v) Controle do ângulo de rolamento (ϕ)

A superfície de controle utilizada para controlar o ângulo de rolamento é o aileron. Como o aileron está diretamente relacionado com a taxa de rolamento, pode-se concluir que o grau relativo de rolamento é 1 (LEWIS & STEVENS, 1992). Como a derivada do ângulo de rolamento é aproximadamente igual à taxa de rolamento (desde que as taxas de guinada e arfagem sejam muito pequenas), pode-se supor que o grau relativo do ângulo de rolamento seja 2. Fazendo esta suposição, foi usado grau relativo 2 para o aileron comandar doublet de ângulo de rolamento. E foi usada uma lei de controle com grau relativo 1 para o leme controlar a taxa de guinada. O leme foi usado como amortecedor de guinada. O grau relativo da taxa de guinada foi definido como 1 porque a derivada da taxa de guinada é função direta da deflexão do leme. Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Figura 4.29. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de rolamento. Portanto, pode-se propor que o valor do grau relativo do ângulo de rolamento é 2.

Embora a taxa de guinada não tenha apresentado o valor nulo desejado, pode-se manter o valor do grau relativo da taxa de guinada como 1. A expressão das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações 4.15 e 4.16, onde: $e_\phi = \phi - \phi_d$ e $e_r = r - r_d$.

$$\delta a = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\phi + k_1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] =$$

$$0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.05 \sigma_\phi + 1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{0.5} \right) \quad (4.15)$$

$$\delta l = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.01 \sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (4.16)$$

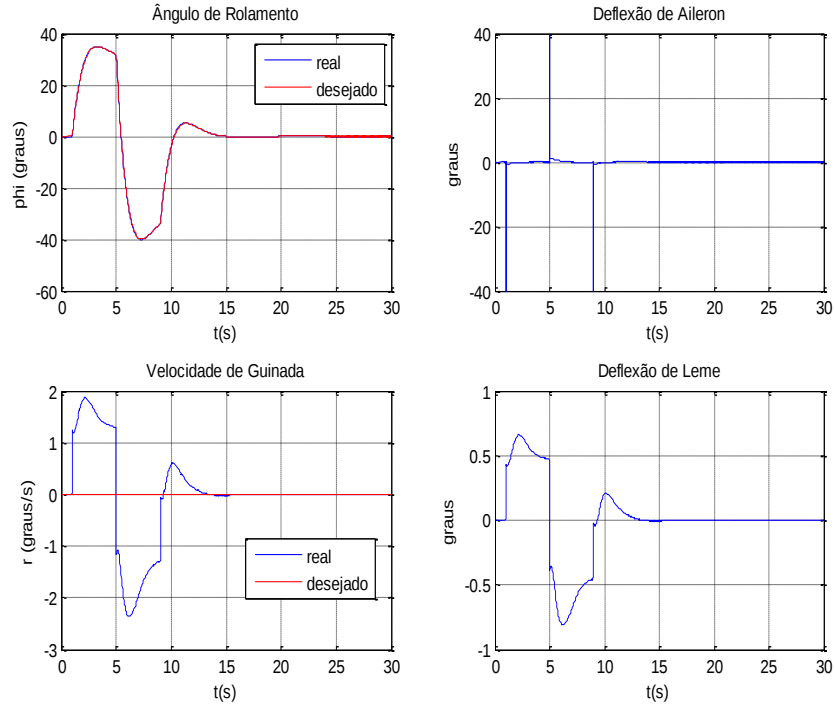


Figura 4.29 – Controle do ângulo de rolamento.

vi) Controle do ângulo de proa (Ψ)

Em Sousa & Paglione (2012), o valor do grau relativo do ângulo de proa (Ψ) foi obtido por um processo de tentativa e erro. Foram feitas simulações com graus relativos 1, 2, 3, 4 e 5. A única que apresentou resultados satisfatórios como o apresentado na Figura 4.30, foi a que tinha controlador com grau relativo 3 (e aileron usado como controle). Portanto, neste trabalho foi proposto o uso do grau relativo do ângulo de proa como sendo 3. As expressões das leis de controle, com os valores dos ganhos usados e da espessura da camada limite são apresentadas nas Equações 4.17 e 4.18, onde: $e_\psi = \psi - \psi_d$ e $e_r = r - r_d$.

$$\delta a = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\psi + k_1 e_\psi + k_2 \dot{e}_\psi + \ddot{e}_\psi}{\mu_\psi} \right) \right] =$$

$$0.436332313 \text{sat} \left(\frac{0.04 \sigma_\psi + 1 e_\psi + 2 \dot{e}_\psi + 0 \ddot{e}_\psi}{7.5} \right) \quad (4.17)$$

$$\delta l = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{11 \sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (4.18)$$

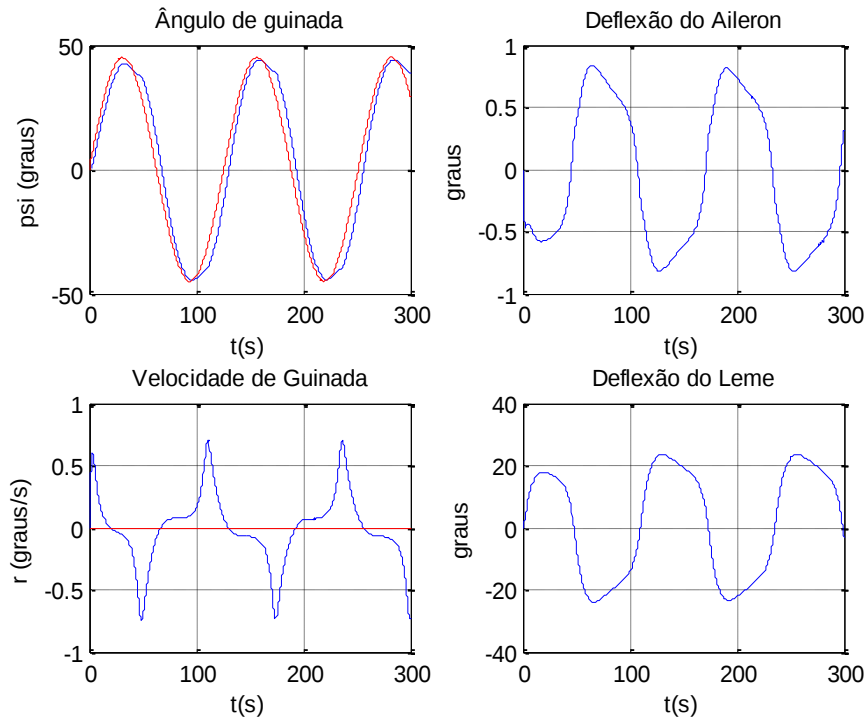


Figura 4.30 – Controle do ângulo de proa.

Analisando a Figura 4.30 houve um pequeno atraso no ângulo de psi.

4.1.4.2 RIU no NFNS_190s

O diagrama de blocos da lei de controle RIU é apresentado na Figura 4.34. Este diagrama considera um sistema de grau relativo 4, onde são necessárias 3 derivações sucessivas para que haja uma relação direta entre o sinal de controle e o sinal de saída:

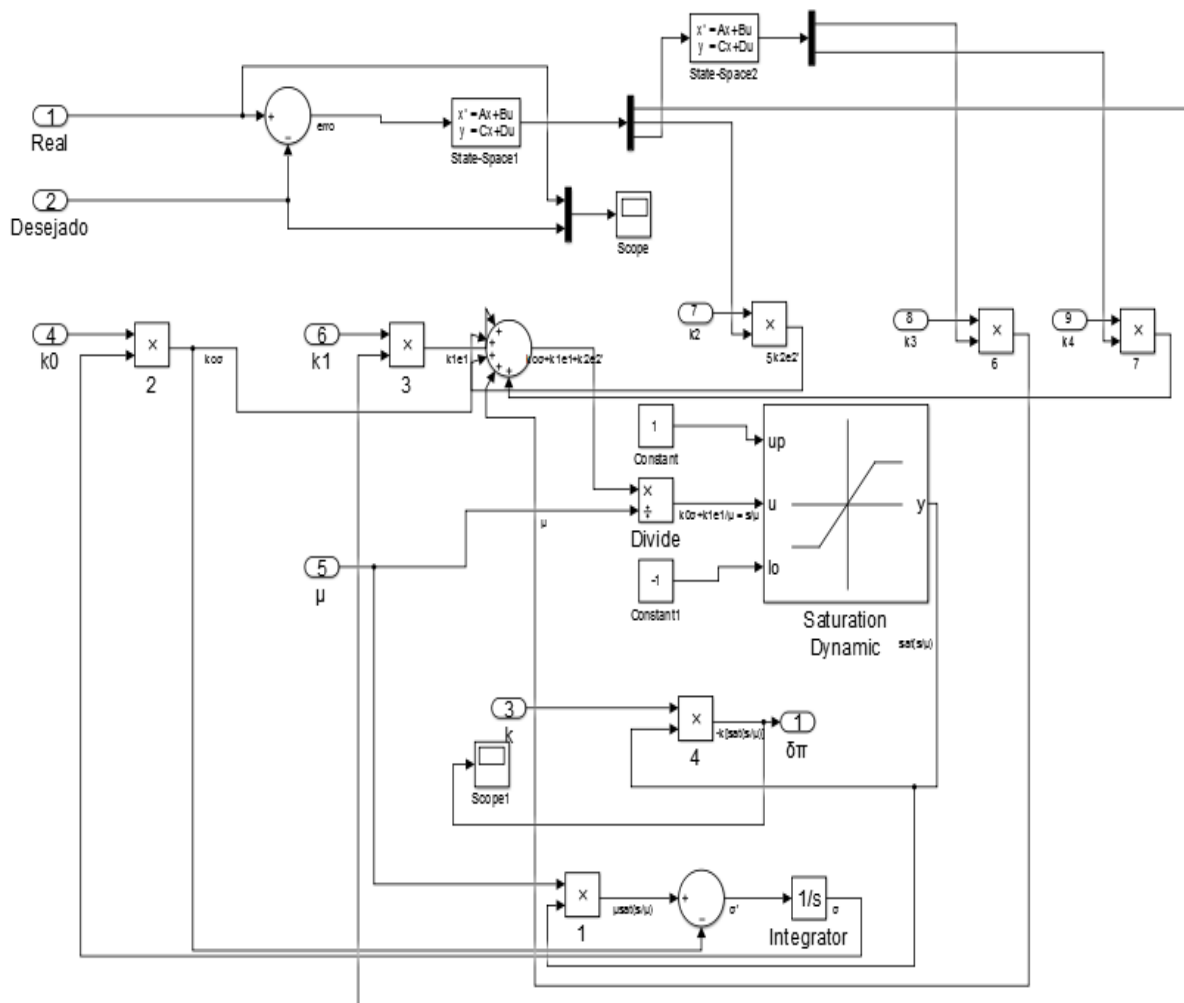


Figura 4.31 – Diagrama de blocos do controle regulador integrativo universal para um sistema de grau relativo 4 no NFNS_190s.

A Figura 4.31 apresenta o diagrama de blocos do sistema de controle de voo implementado no avião NFNS_190s. Deve ser entendido que os blocos de rastreador de velocidade, altitude, ângulo de rolamento, ângulo de proa e taxa de guinada contém controladores semelhantes ao apresentado na Figura 4.31. O que difere uma lei de controle das outras leis de controle são o grau relativo e os ganhos utilizados. É apresentado na Figura 4.32 o diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave.

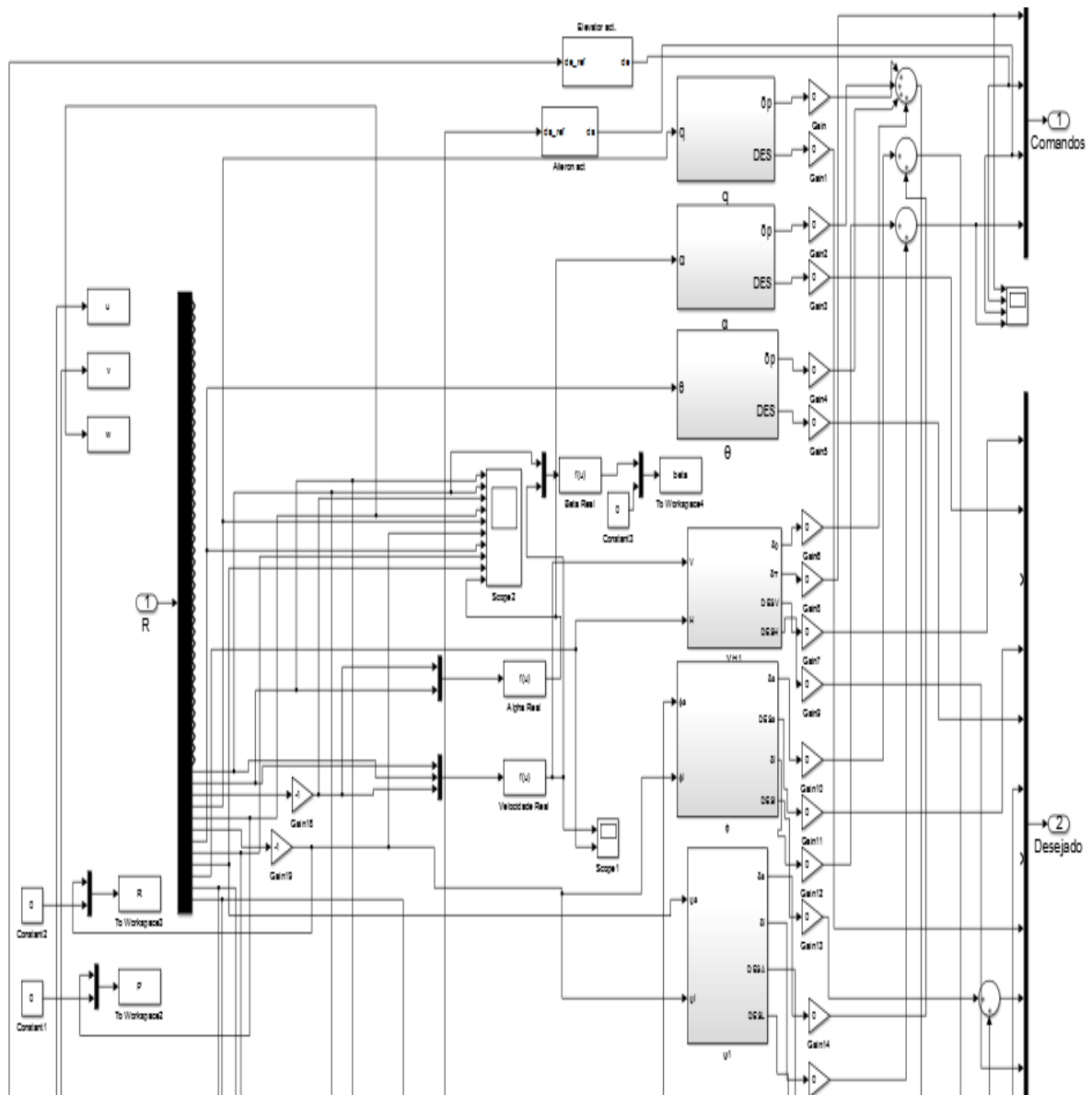


Figura 4.32 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave NFNS_190s.

O projeto do controlador consistiu na definição das saídas que seriam controladas, de quais controles seriam alocados para as saídas controladas, da definição do grau relativo ρ , dos ganhos k , k_0 , k_j^i e da espessura da camada limite μ .

A dificuldade de implementar tal técnica na procura de ganhos está no grande custo computacional necessário para rodar simulações da aeronave flexível. Por causa disso, os ganhos foram obtidos por um processo de tentativa e erro. A ideia neste trabalho não era obrigatoriamente garantir que a lei de controle obtida seja otimizada, mas apenas garantir que a técnica do regulador integrativo universal garanta um controle satisfatório

de aviões rígidos e flexíveis. Mas, mesmo o processo de tentativa e erro consumiria muito tempo para achar os ganhos dos controladores.

4.1.4.2.1 Atuadores das superfícies de controle

Com o intuito de tornar as simulações mais realistas, foram adicionados atuadores das superfícies primárias de controle (aileron e profundor) ao modelo da aeronave NFNS_190s. Estes atuadores são bastante similares aos atuadores apresentados em (LEWIS; STEVENS, 2002). Em todas as simulações feitas, pode-se ver que as superfícies de controle mais exigidas são o profundor e o aileron. Para o profundor foi considerado um batente de 30 graus e um batente na taxa de 60 graus/s. E para o aileron foi considerado um batente de 40 graus e um batente na taxa de 160 graus/s.

i) Taxa de arfagem (q)

A simulação mostrada na Figura 4.33 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um rastreamento excelente do sinal desejado. A Equação 4.19 apresenta a lei de controle usada no amortecedor da taxa de arfagem. Foi fácil a obtenção dos ganhos.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_q + e_q}{\mu_q} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{10 \sigma_q + e_q}{0.1} \right) \quad (4.19)$$

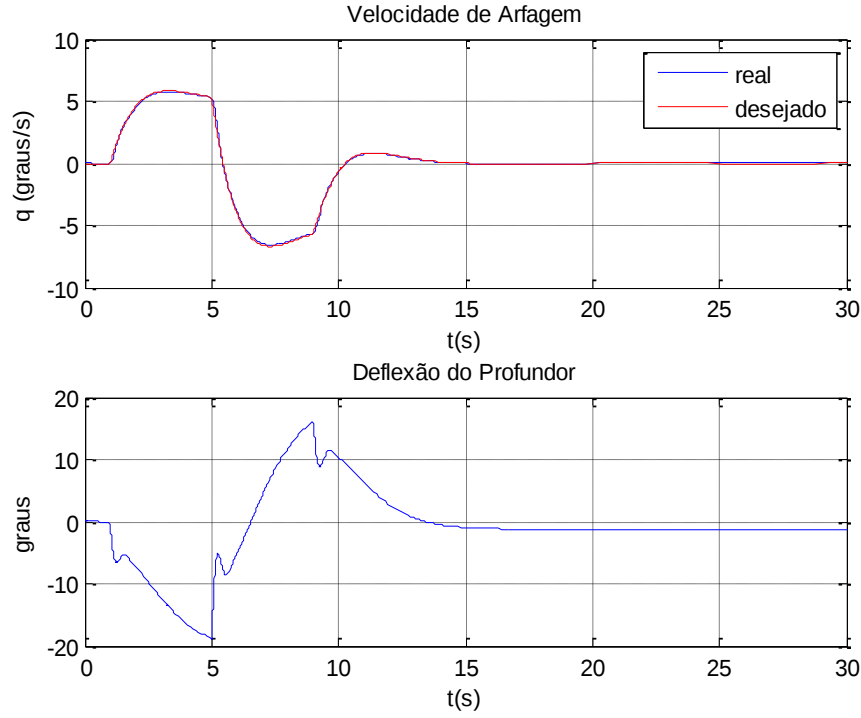


Figura 4.33 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Ângulo de ataque (α)

Na Figura 4.34 apresenta a simulação feita com o ângulo de ataque. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque. Foi fácil a obtenção dos ganhos. O erro por volta de 7s foi devido à saturação do profundor.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\alpha + k_1 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.2 \sigma_\alpha + 10 e_\alpha + \dot{e}_\alpha}{0.3} \right) \quad (4.20)$$

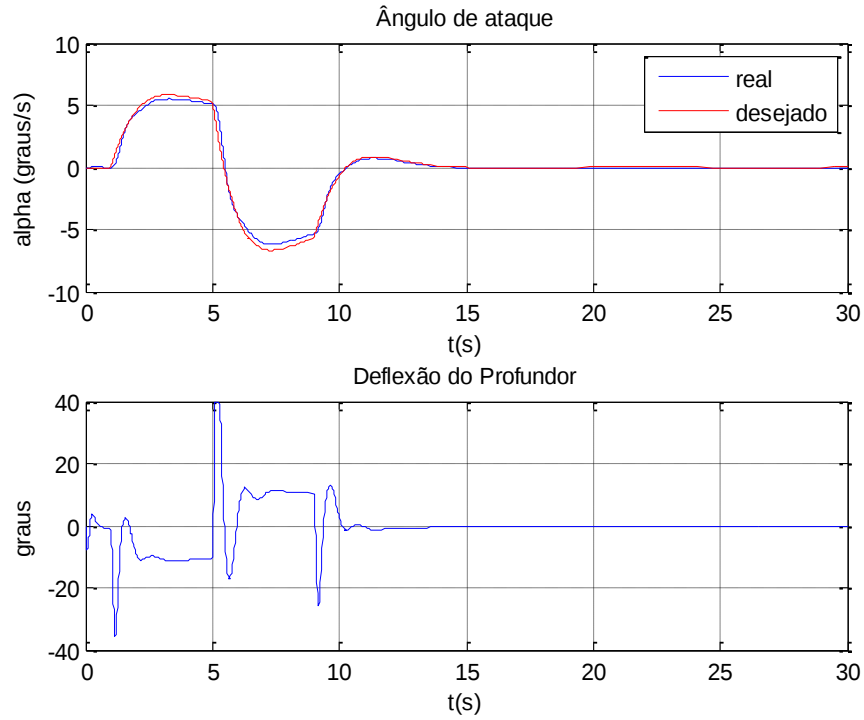


Figura 4.34 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Ângulo de atitude (θ)

A simulação apresentada na Figura 4.35 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um bom rastreamento. Foi relativamente difícil a obtenção dos ganhos.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\theta + k_1 e_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.2 \sigma_\theta + 8 e_\theta + \dot{e}_\theta}{0.3} \right) \quad (4.21)$$

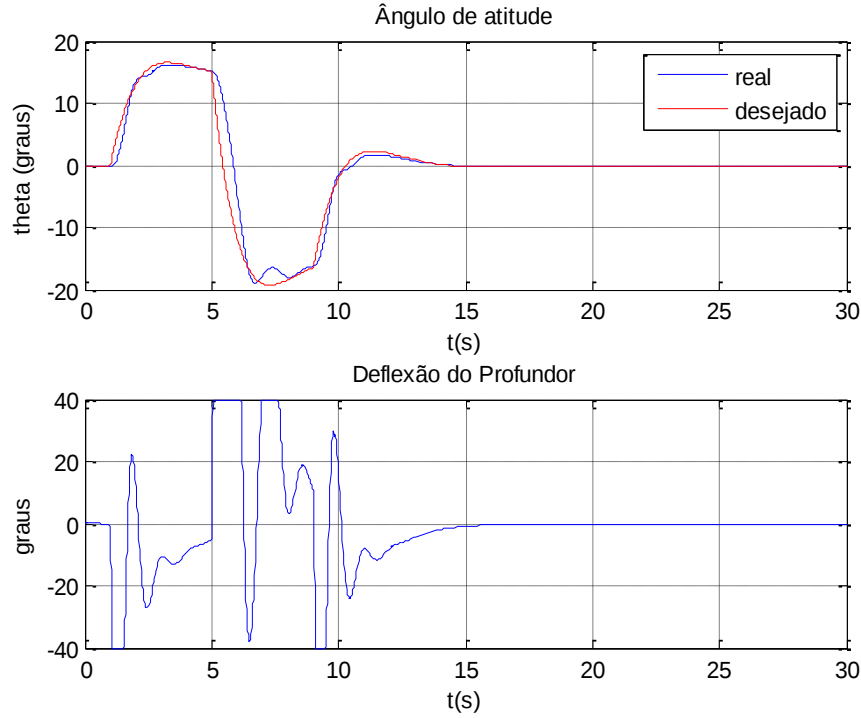


Figura 4.35 – Controle do ângulo de atitude.

iv) Velocidade (V) e altitude (H)

O controle escolhido para rastrear a velocidade desejada foi a deflexão de profundor.

Em (Da Silva, 2007), (Xu, 2005), (Da Silva; Vargas; Paglione, 2008) foi demonstrado que o grau relativo da velocidade de um avião a jato é 3 (considerando o profundor e/ou tração como controles). Os resultados dos controladores implementados nestas referências foram satisfatórios. Neste trabalho, o valor do grau relativo da velocidade proposto para a aeronave NFNS_190s foi 3 também. Uma vez conhecido o grau relativo, só falta determinar os ganhos do controlador.

Os ganhos do controlador foram determinados por um processo de tentativa e erro. Os valores encontrados são apresentados na Equação 4.22:

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_V + k_1 e_V + k_2 \dot{e}_V + \ddot{e}_V}{\mu_V} \right) \right] =$$

$$-0.06981317 \text{sat} \left(\frac{0.05 \sigma_V + 1 e_V + 6 \dot{e}_V + \ddot{e}_V}{2} \right) \quad (4.22)$$

Na Equação 4.22 requer o cálculo das derivadas primeira e segunda da velocidade. Estes parâmetros não estão disponíveis na simulação. Uma forma de obtê-los seria através de derivação numérica. No caso do MATLAB®/ Simulink™, já existem blocos que fazem a derivação numérica, mas o tempo da simulação iria aumentar muito. A solução encontrada para contornar este problema foi implementar os observadores descritos em (SESHAGIRI; KHALIL, 2005) e utilizar os ganhos descritos em (SOUSA, 2013).

A Equação 4.23 mostra o observador usado no controlador da velocidade:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1V} \\ \dot{\hat{e}}_{2V} \\ \dot{\hat{e}}_{3V} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{0.05} & 1 & 0 \\ -\frac{6}{0.05^2} & 0 & 1 \\ -\frac{1}{0.05^3} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1V} \\ \hat{e}_{2V} \\ \hat{e}_{3V} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{0.05} \\ \frac{6}{0.05^2} \\ \frac{1}{0.05^3} \end{bmatrix} e_{1V} \quad (4.23)$$

onde:

e_{1V} : diferença entre a velocidade real e a velocidade desejada;

$\hat{e}_{1V}$: valor estimado de e_{1V} ;

$\hat{e}_{2V}$: valor estimado da derivada primeira de e_{1V} ;

$\hat{e}_{3V}$: valor estimado da derivada segunda de e_{1V} ;

Os valores de e_{1V} , $\hat{e}_{2V}$, $\hat{e}_{3V}$ foram usados na Equação 4.23.

O controle escolhido para regular a altitude foi a manete de combustível do motor. Em (Da Silva, 2007), (Xu, 2005), (Sousa; Paglione, 2012), o valor do grau relativo usado para a altitude foi 4. Este valor foi usado no controlador de altitude da aeronave NFNS_190s. A Equação 4.24 apresenta a lei de controle da altitude.

$$\delta\pi = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0\sigma_H + k_1e_H + k_2\dot{e}_H + k_3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{\mu_H} \right) \right] = -0.2\text{sat} \left(\frac{0.08\sigma_H + 1e_H + 3\dot{e}_H + 3\ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{100} \right) \quad (4.24)$$

No caso do controle de altitude, é necessário calcular três derivadas da altitude. Pelo mesmo motivo comentado no controlador de velocidade, foi necessário implementar um

observador para estimar as derivadas da altitude. Tentou-se usar um observador com a mesma estrutura do observador da velocidade, mas com terceira ordem. Não foram encontrados resultados satisfatórios, nos quais os valores encontrados pelos observadores estivessem próximos das derivadas calculadas numericamente pelo Simulink™. Uma solução encontrada para contornar esta dificuldade foi utilizar dois observadores na sequência: o primeiro com ordem 2, cujos estados são o erro, a derivada primeira e a derivada segunda do erro. Neste primeiro observador, o sinal de entrada é o erro (SOUSA, 2013).

A derivada segunda é entrada para o segundo observador, de ordem 1. Neste segundo observador, os estados são o sinal de entrada (derivada segunda do erro) e a derivada deste sinal de entrada, que é a derivada terceira do erro. Os resultados obtidos foram muito satisfatórios.

As Equações 4.25 e 4.26 mostram os observadores projetados:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1H} \\ \dot{\hat{e}}_{2H} \\ \dot{\hat{e}}_{3H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{0.05} & 1 & 0 \\ -\frac{6}{0.05^2} & 0 & 1 \\ -\frac{1}{0.05^3} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1H} \\ \hat{e}_{2H} \\ \hat{e}_{3H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{0.05} \\ \frac{6}{0.05^2} \\ \frac{1}{0.05^3} \end{bmatrix} e_{1H} \quad (4.25)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{3Ho} \\ \dot{\hat{e}}_{4H} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{0.05} & 1 \\ -\frac{1}{0.05^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{3Ho} \\ \hat{e}_{4H} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{0.05} \\ \frac{1}{0.05^2} \end{bmatrix} \hat{e}_{3H} \quad (4.26)$$

onde:

e_{1H} : erro da altitude;

$\hat{e}_{1H}$: valor estimado de e_{1H} ;

$\hat{e}_{2H}$: valor estimado da derivada primeira de e_{1H} ;

$\hat{e}_{3H}$: valor estimado da derivada segunda de e_{1H} ;

$\hat{e}_{3Ho}$: valor estimado de $\hat{e}_{3H}$;

$\hat{e}_{4H}$: valor estimado da derivada terceira de e_{1H} .

Os valores de e_{1H} , $\hat{e}_{2H}$, $\hat{e}_{3H}$, $\hat{e}_{4H}$ foram usados na Equação 4.24.

Na Figura 4.36 pode-se observar um excelente resultado no rastreamento da velocidade e da altitude, porém foi difícil a obtenção dos ganhos.

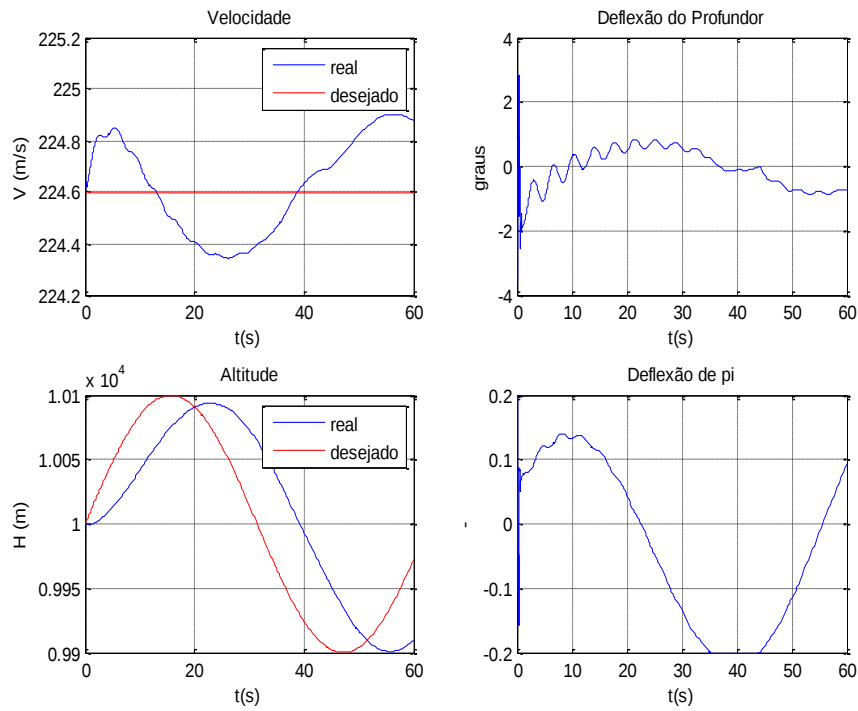


Figura 4.36 – Controle da velocidade e altitude.

Os valores foram bem melhores do que no controle PID, pelo motivo da utilização de derivadas.

Observando a Figura 4.37 nos 5s iniciais houve uma rápida atuação de manete e profundor nos instantes iniciais.

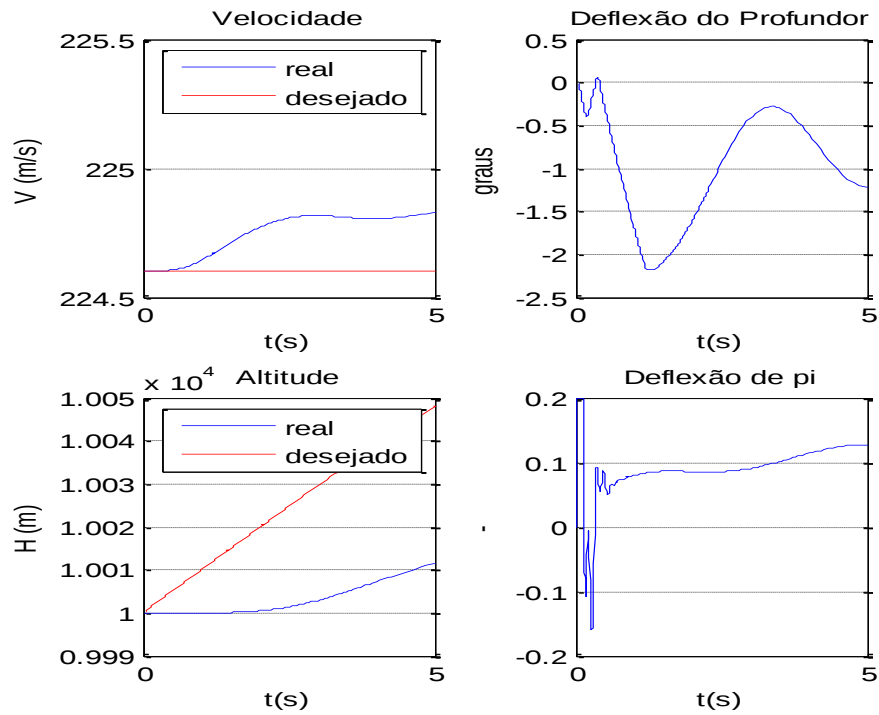


Figura 4.37 – Controle da velocidade e altitude em 5s.

Esse tipo de manobra não é tão comum em aeronaves comerciais. Por esse motivo, foi feito um rastreamento com degrau de altitude de 100m positivo e 100m negativo, conforme Figuras 4.38 e 4.39 ao invés de sinal senoidal, pode-se observar a estabilização da velocidade e da altitude.

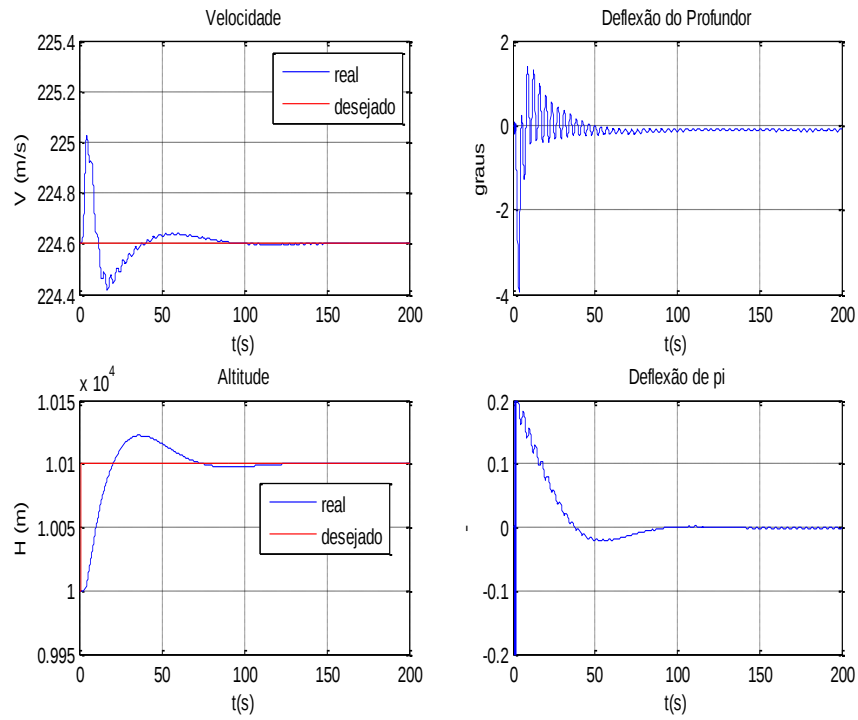


Figura 4.38 – Degrau de altitude de 100m positivo.

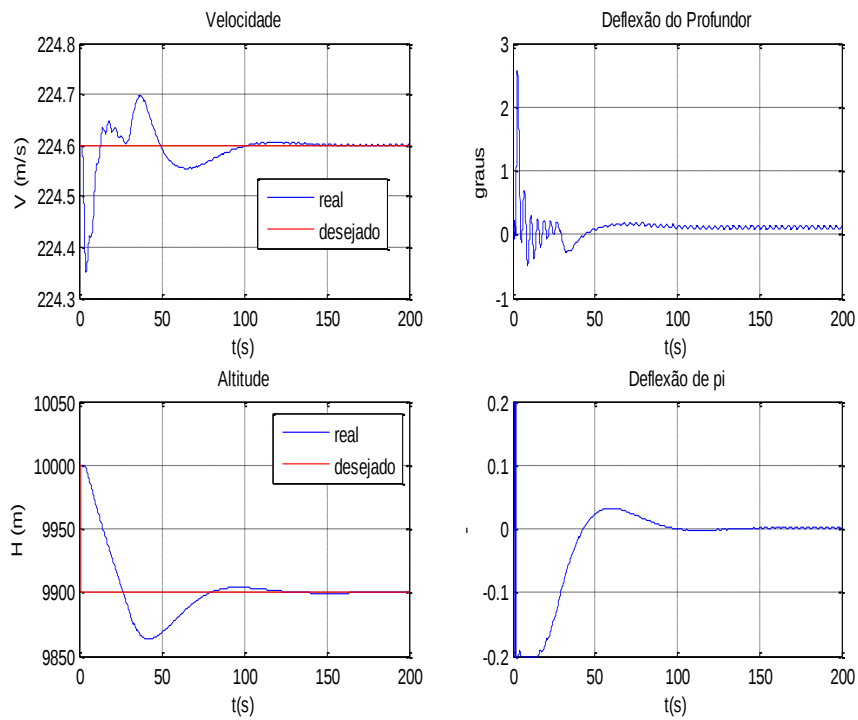


Figura 4.39 – Degrau de altitude de 100m negativo.

v) Ângulo de rolamento (ϕ)

As Equações 4.27 e 4.28 apresentam o controlador e o observador usados para comandar o ângulo de rolamento desejado.

$$\delta a = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\phi + k_1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] = 0.6981317 \text{sat} \left(\frac{0.005 \sigma_\phi + 1 e_\phi + \dot{e}_\phi}{0.8} \right) \quad (4.27)$$

A Equação 4.25 mostra o observador da derivada do ângulo de rolamento:

$$\begin{bmatrix} \dot{\hat{e}}_{1\phi} \\ \dot{\hat{e}}_{2\phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{1}{0.05} & 1 \\ -\frac{1}{0.05^2} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{e}_{1\phi} \\ \hat{e}_{2\phi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{0.05} \\ \frac{1}{0.05^2} \end{bmatrix} e_{1\phi} \quad (4.28)$$

onde:

$e_{1\phi}$: erro do ângulo de rolamento (diferença entre o ângulo de rolamento do avião e o ângulo de rolamento comandado);

$\hat{e}_{1\phi}$: valor estimado de $e_{1\phi}$;

$\hat{e}_{2\phi}$: valor estimado da derivada de $e_{1\phi}$.

Os valores de $\hat{e}_{1\phi}$, $\hat{e}_{2\phi}$ foram usados na Equação 4.27.

O controle escolhido para amortecer a taxa de guinada foi a deflexão de leme. Em (SOUSA; PAGLIONE, 2012), o grau relativo da taxa de guinada de um avião foi definido como 1. Este valor foi usado nesta dissertação. A Equação 4.29 apresenta a lei de controle usada no amortecedor da taxa de guinada.

$$\delta l = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = -0.174532925 \text{sat} \left(\frac{0.05 \sigma_r + e_r}{0.3} \right) \quad (4.29)$$

Na Figura 4.40 pode-se observar um excelente resultado no rastreamento do ângulo de rolamento, porém, foi difícil a obtenção dos ganhos.

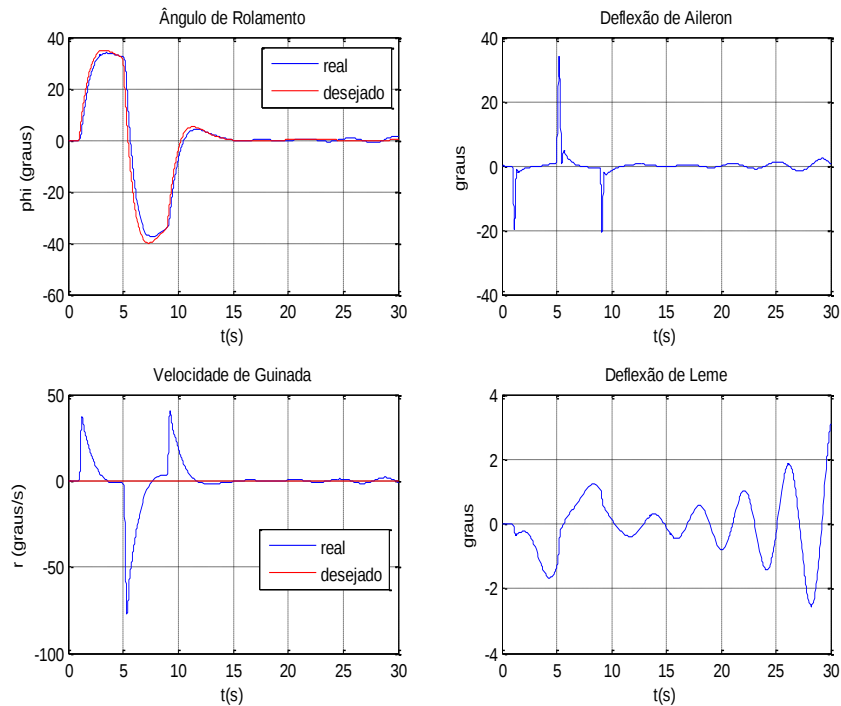


Figura 4.40 – Controle do ângulo de rolamento.

Na Figura 4.40 foi utilizada uma amplitude de ϕ de 30 graus. É notado que o efeito do leme para amortecer oscilações de guinada pode atrapalhar um pouco o rolamento (guinada adversa).

A Figura 4.41 mostra o controle do ângulo de rolamento, porém sem a atuação do leme, pode-se verificar que a instabilidade nos finais da Figura 4.40 acontece quando este é utilizado.

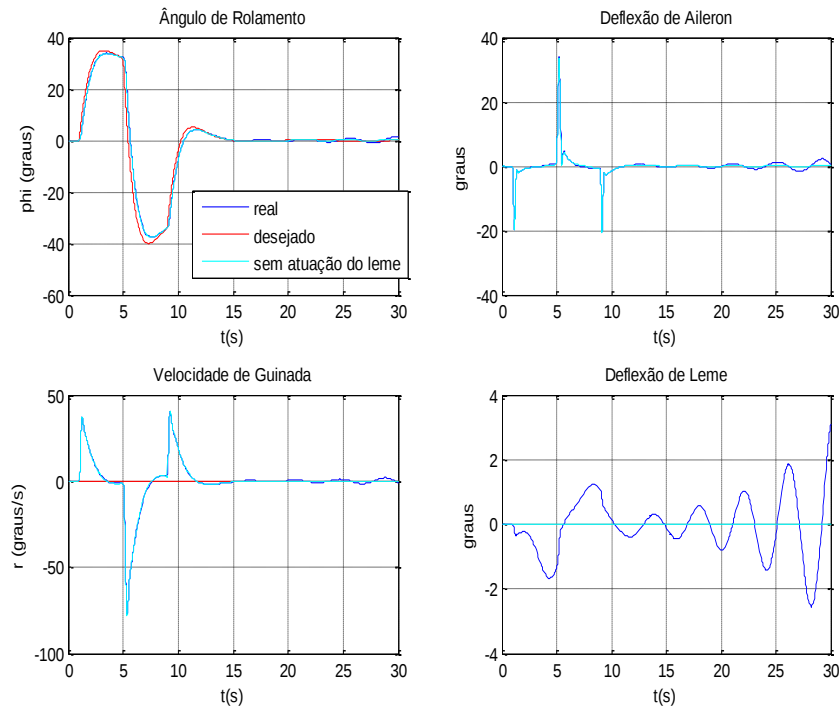


Figura 4.41 – Controle do ângulo de rolamento sem atuação do leme.

4.1.5 Inversão dinâmica (ID)

A Inversão Dinâmica (ID) é uma técnica de controle que pode ser utilizada em sistemas lineares, mas demonstra sua verdadeira capacidade quando aplicada a sistemas não lineares (SLOTINE & Li, 1991). Pelo fato de depender de um modelo completo, não linear, do sistema a ser controlado, esta técnica demanda grandes recursos computacionais. Por esta razão, e devido ao desenvolvimento de computadores de alto desempenho, apenas recentemente esta técnica atingiu maturidade para aplicação do âmbito acadêmico, sendo empregado nos sistemas de controles de aeronaves como F-16, F-18, F-117 e Su-27 (ITO; WARD; VALASEK, 2001).

De acordo com Lubas (2008), Inversão Dinâmica é uma técnica de controle não linear que tem encontrado grande aplicação em sistemas de comando de voo. Esta técnica propõe substituir os controladores clássicos, tipicamente baseados em escalonamento de ganhos, por um controlador com um único conjunto de ganhos, válido para todo o envelope de operação do sistema. Para que isto seja possível, o controlador deve possuir em sua arquitetura um modelo (i.e., não linear), do sistema a

ser controlado, o que torna esta técnica razoavelmente cara, do ponto de vista computacional, quando comparadas às técnicas clássicas (lineares). Os ganhos podem ser então determinados através de um projeto de controlador robusto ((WANG & STENGEL, 2005), (SANDRAEY & COLGREN, 2005)) e otimizados segundo algum critério conveniente ((LOOYE & JOOS, 2001), (LOOYE; JOOS; WILLEMSSEN, 2001) e (LUBAS, 2008)).

A técnica de Inversão Dinâmica visa substituir a dinâmica inerente ao sistema pela dinâmica desejada pelo projetista. No caso de perfeita substituição da dinâmica, a dinâmica desejada pelo projetista é a nova dinâmica do sistema.

De um modo geral, esta técnica de controle torna-se especialmente atraente para o controle de aeronaves de alto desempenho que, por estarem submetidas a fortes transientes, rapidamente se afastam de qualquer ponto de equilíbrio específico. (SLOTINE & Li, 1991).

Inversão Dinâmica é uma metodologia de controle que visa cancelar dinâmicas inerentes ao sistema e simultaneamente alcançar a resposta da dinâmica desejada. Para isto, basta manipular cuidadosamente as equações que descrevem o comportamento do sistema (LUBAS, 2008).

Segundo Givisiéz (2009), o objetivo da técnica pode ser resumido como a busca de uma entrada de controle tal que o sistema dinâmico a ser controlado se comporte segundo uma dada dinâmica desejada, desde que, obviamente, a mesma não viole as limitações físicas do sistema. Em outras palavras, a dinâmica real do sistema é “substituída” por uma dinâmica, geralmente mais simples, linear, que seja mais adequada por alguma razão de projeto.

De acordo com Slotine & Li (1991), um sistema não linear pode ser modelado segundo as equações diferenciais ordinárias (4.34) e (4.35):

$$\dot{x} = f(x) + g(x)u \quad (4.34)$$

$$y(t) = h(t) \quad (4.35)$$

Onde o vetor de estados $x \in \mathbb{R}^n$ e o vetor de controle $u \in \mathbb{R}^m$ sendo n o número de estados e m o número de controles. Resolvendo explicitamente para o vetor de controle:

$$u = g(x)^{-1}[\dot{x} - f(x)] \quad (4.36)$$

Esta equação é válida considerando que $g(x)$ seja inversível para todos os valores de x .

Trocando $\dot{x}$ por $\dot{x}_{des}$ temos a forma final da lei de controle da inversão dinâmica:

$$u = g(x)^{-1}[\dot{x}_{des} - f(x)] \quad (4.37)$$

Assumiu-se que $g(x)$ era inversível para todos os valores de x , o que nem sempre é verdade, e contornar tal obstáculo nem sempre é uma tarefa trivial. Por exemplo, $g(x)$ geralmente não é inversível se há mais estados que controles. Outra consideração sobre $g(x)$ é que se o valor dele for pequeno, o controlador não linear tende a saturar os controles do sistema.

Diversas formas de dinâmicas desejadas irão responder diferentemente quando submetidas às mesmas incertezas. Assim, é de grande importância selecionar a dinâmica que irá satisfazer o desempenho especificado e a robustez requerida. (SLOTINE & Li, 1991).

É importante considerar que a dinâmica desejada deve ser alcançada considerando as limitações de deflexão das superfícies da aeronave. Se a dinâmica desejada demandar mais forças e momentos que as superfícies são capazes de criar, os atuadores podem saturar.

A resposta em malha fechada pode ser encontrada como na Figura 4.51. O integrador à direita da dinâmica desejada é usado para aproximar o restante das dinâmicas do sistema, que inclui a dinâmica do atuador, inversão dinâmica e sensores.

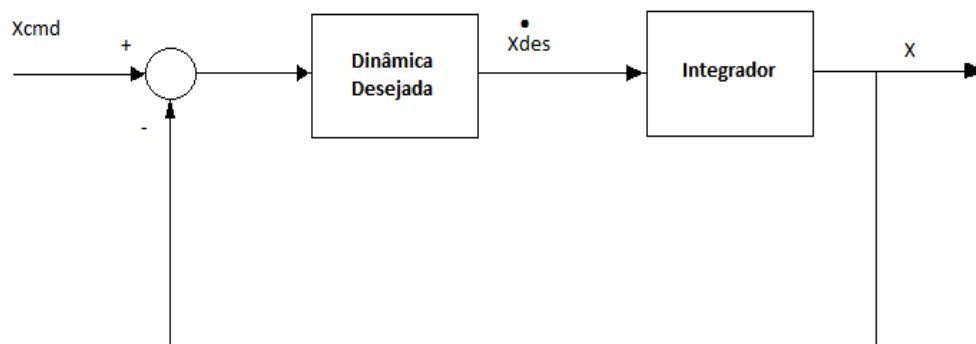


Figura 4.42 – Sistema de controle em malha fechada. Retirado de Lubas (2008).

O sistema pode ser projetado para que siga uma determinada trajetória desejada $r(t)$. Então, o erro pode ser definido como sendo a diferença instantânea entre a saída e a trajetória desejada, como na Equação (4.38):

$$e(t) = r(t) - y(t) \quad (4.38)$$

Diferenciando-se a equação da saída mostrada em (4.34) e (4.35), obtém-se a seguinte expressão:

$$\dot{y} = \frac{\partial h}{\partial x} = \frac{\partial h}{\partial x} f(x) + \frac{\partial h}{\partial x} g(x)u \equiv F(x) + G(x)u \quad (4.39)$$

Gregory (1999) apresenta uma aplicação de controle não linear por inversão dinâmica para o controle da dinâmica longitudinal de grandes aviões flexíveis. A mesma autora apresenta uma tentativa inicial de estabelecer resultados de estabilidade global com o controle de aviões flexíveis através da técnica de inversão dinâmica.

4.1.5.1 Inversão dinâmica no Mirage III

O conceito de inversão dinâmica é relativamente simples. O objetivo da técnica pode ser resumido como a busca de uma entrada de controle tal que o sistema dinâmico a ser controlado se comporte segundo uma dada dinâmica desejada, desde que, obviamente, a mesma não viole as limitações físicas do sistema. Em outras palavras, a dinâmica real do sistema é “substituída” por uma dinâmica, geralmente mais simples, linear, que seja mais adequada por alguma razão de projeto (SLOTINE & Li, 1991).

A Figura 4.43 mostra o diagrama de blocos, como exemplo, a taxa de arfagem.

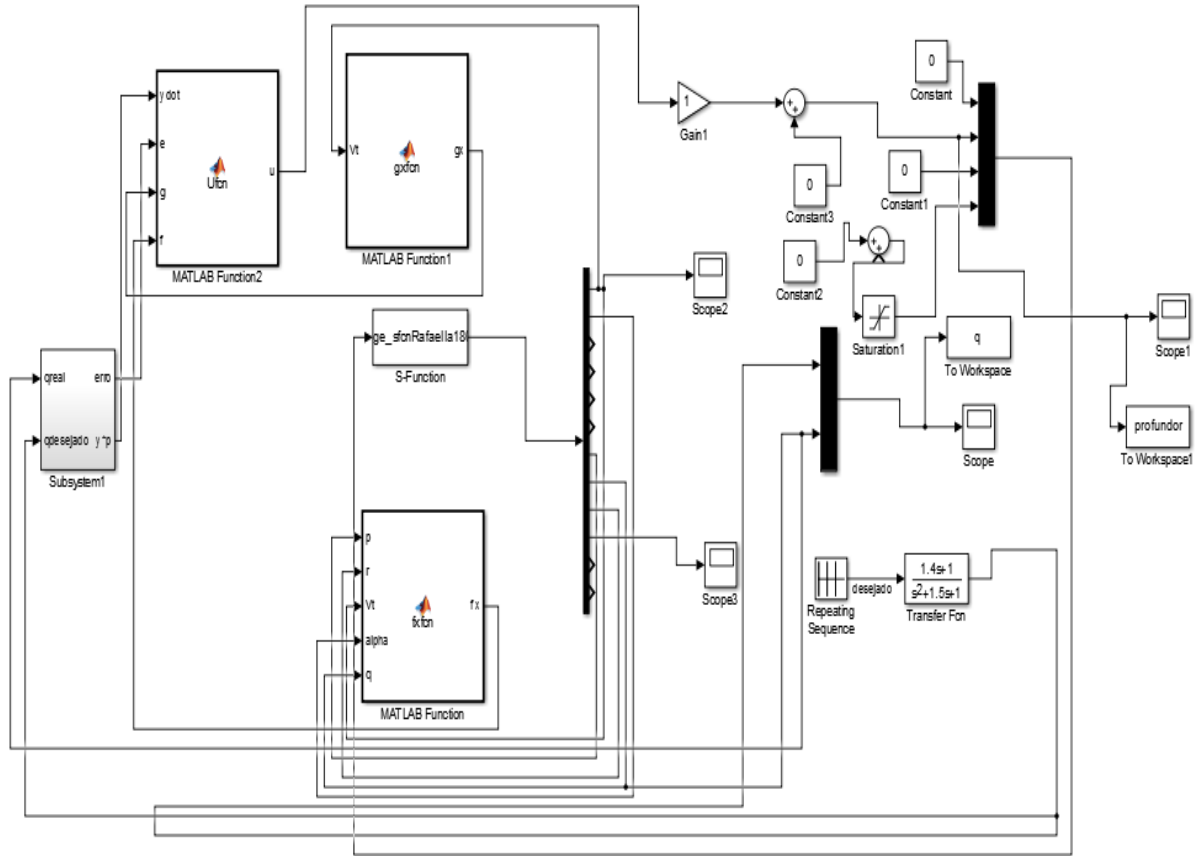


Figura 4.43 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica no Mirage III.

i) Controle da taxa de arfagem (q)

A simulação mostrada na Figura 4.44 com grau relativo 1, apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. As Equações 4.40 e 4.41 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ da taxa de arfagem.

$$F(x) = \frac{p^2}{30} - \frac{17 \cdot p \cdot r}{18} - \frac{r^2}{30} + \left(31734225659419871 \cdot Vt^2 \cdot \left(\frac{17 \cdot \alpha}{100} + \frac{21 \cdot q}{10 \cdot Vt} - \frac{25050349912506309}{2882303761517117440} \right) \right) / 18014398509481984000 \quad (4.40)$$

$$G(x) = (-(285608030934778839 \cdot Vt^2) / 360287970189639680000) \quad (4.41)$$

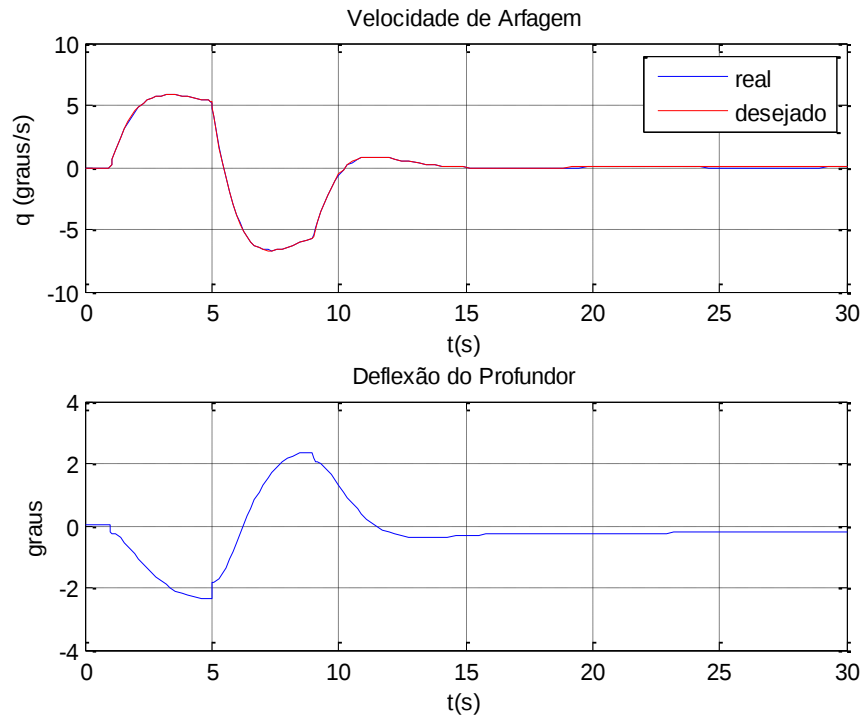


Figura 4.44 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Controle do ângulo de ataque (α)

Foram feitas simulações com a lei de controle inversão dinâmica com grau relativo 2 e os resultados são apresentados na Figura 4.45. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque. As Equações 4.42 e 4.43 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ do ângulo de ataque.

$$\begin{aligned}
Fx = & (-(\cos(\alpha) * \cos(\beta_1) * V_t * ((40801147276396977 * V_t^2 * \\
& (\cos(\alpha) * ((551 * \alpha)/250 - \\
& 19483605487504907/1441151880758558720) + \cos(\beta_1) * \sin(\alpha) * \\
& ((1943 * \alpha^2)/1000 - (119 * \alpha)/5000 + 27804983945836032699/ \\
& 1844674407370955161600) + \sin(\alpha) * \sin(\beta_1) * (u_1/100 - (3 * \\
& \beta_1)/5 + (3 * u_3)/40 + \\
& 251136043885408563/4056481920730334084789450257203200)))/ \\
& 16663318621270835200 - (5520653160719109 * \cos(\phi) * \cos(\theta))/ \\
& 562949953421312 + \sin(\beta_1) * V_t * p - \cos(\alpha) * \cos(\beta_1) * V_t * q + \\
& \cos(\beta_1) * \sin(\alpha) * V_t * ((1888416287911143 * \\
& u_4)/1017048255692800 - (5520653160719109 * \\
& \sin(\theta))/562949953421312 - (40801147276396977 * V_t^2 * (\cos(\alpha) * \\
& \cos(\beta_1) * ((1943 * \alpha^2)/1000 - (119 * \alpha)/5000 + \\
& 27804983945836032699/1844674407370955161600) - \sin(\alpha) * ((551 * \\
& \alpha)/250 - 19483605487504907/1441151880758558720) + \cos(\alpha) * \\
& \sin(\beta_1) * (u_1/100 - (3 * \beta_1)/5 + (3 * u_3)/40 + 251136043885408563/ \\
& 4056481920730334084789450257203200)))/16663318621270835200 + \\
& \sin(\beta_1) * V_t * r - \cos(\beta_1) * \sin(\alpha) * V_t * q + 1888416287911143/ \\
& 1017048255692800))/(\cos(\alpha)^2 * \cos(\beta_1)^2 * V_t^2 + \cos(\beta_1)^2 * \\
& \sin(\alpha)^2 * V_t^2)) \tag{4.42}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
Gx = & (-((40801147276396977 * V_t^2 * \cos(\beta_1) * \sin(\alpha) * V_t * ((7 * \\
& \sin(\alpha))/10 - \cos(\alpha) * \cos(\beta_1) * ((6171 * \alpha)/5000 - \\
& 19/2500)))/16663318621270835200 + (40801147276396977 * V_t^2 * \\
& \cos(\alpha) * \cos(\beta_1) * V_t * ((7 * \cos(\alpha))/10 + \cos(\beta_1) * \sin(\alpha) * \\
& ((6171 * \alpha)/5000 - 19/2500)))/16663318621270835200)/(\cos(\alpha)^2 * \\
& \cos(\beta_1)^2 * V_t^2 + \cos(\beta_1)^2 * \sin(\alpha)^2 * V_t^2)) \tag{4.43}
\end{aligned}$$

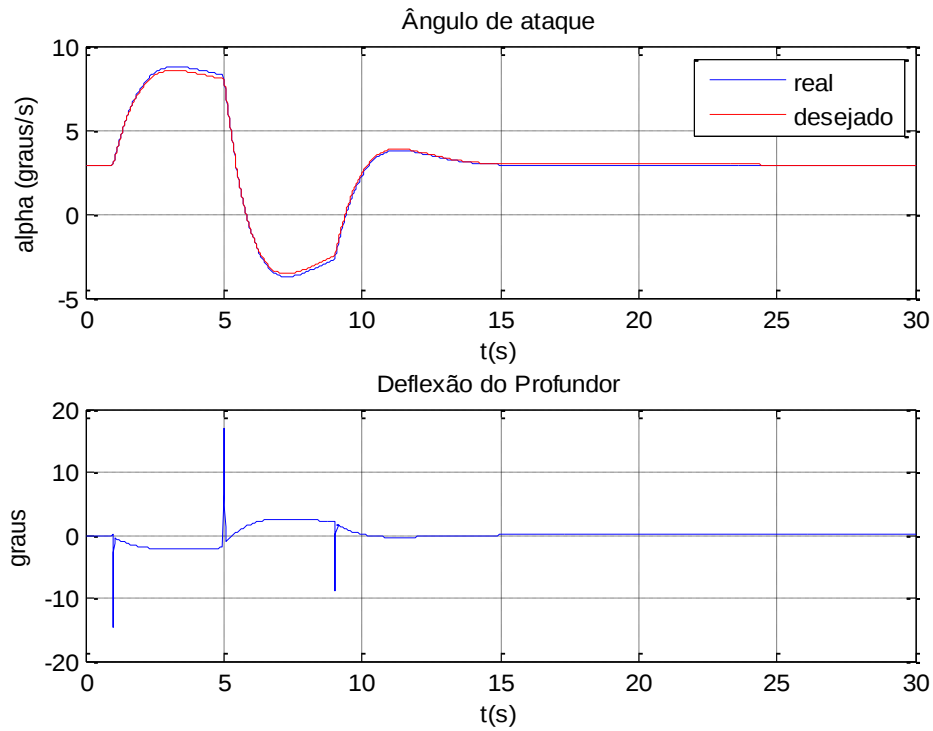


Figura 4.45 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Controle do ângulo de atitude (θ)

A simulação apresentada na Figura 4.46 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um excelente rastreamento. As Equações 4.44 e 4.45 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ do ângulo de atitude.

$$\begin{aligned}
F(x) = & (\sin(\phi) * (q * ((372 * p)/497 + (25 * r)/497) + \\
& (6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * (\beta_1/20 + (3 * u_1)/10 - \\
& (9 * u_3)/500 + (21 * p)/(16 * Vt) - (63 * r)/(200 * Vt) - \\
& 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000)))/ \\
& 21267647932558653966460912964485513216 + (40801147276396977 * \\
& Vt^2 * ((17 * u_3)/200 - (3 * \beta_1)/20 - (231 * p)/(800 * Vt) + (147 * r)/(40 * \\
& Vt) + 70818605601322571/1014120480182583521197362564300800)))/ \\
& 25580445883464417280) + \cos(\phi) * ((17 * p * r)/18 - p^2/30 + r^2/30 - \\
& (31734225659419871 * Vt^2 * ((17 * \alpha)/100 + (21 * q)/(10 * Vt) - \\
& 25050349912506309/2882303761517117440)))/18014398509481984000) - \\
& \cos(\phi) * r * (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * q)) - \sin(\phi) * q * \\
& (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * q))) \quad (4.44)
\end{aligned}$$

$$G(x) = (-((285608030934778839 * Vt^2 * \cos(\phi)) / 360287970189639680000)) \quad (4.45)$$

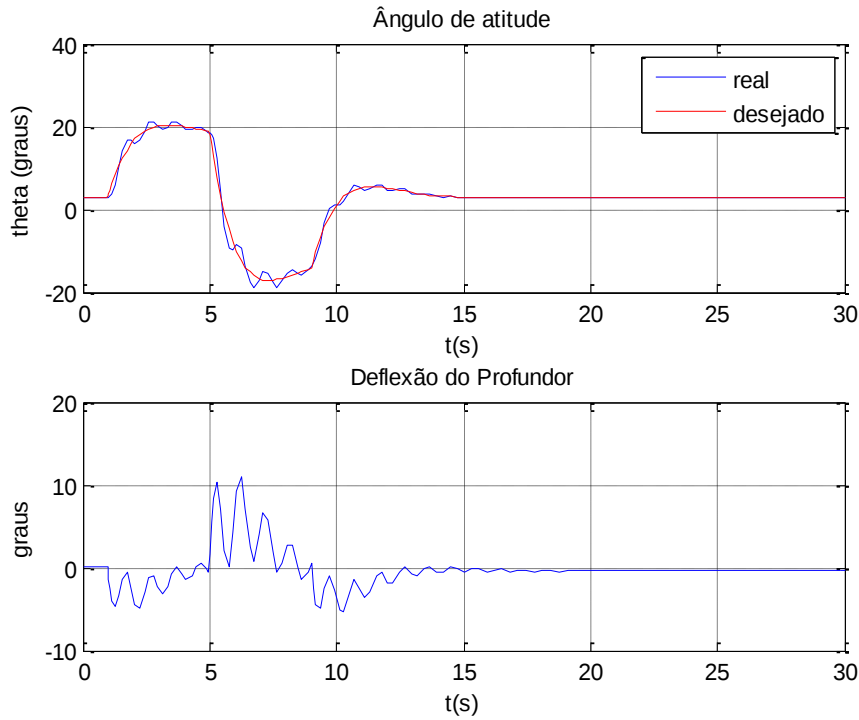


Figura 4.46 – Controle do ângulo de atitude.

iv) Controle do ângulo de rolamento (φ)

Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Figura 4.47. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de rolamento. As Equações 4.46 e 4.47 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ do ângulo de rolamento.

$$\begin{aligned} F(x) = & (q * ((25 * p)/497 - (1009 * r)/1491) + \tan(\theta) * (\sin(\phi) * \\ & ((17 * p * r)/18 - p^2/30 + r^2/30 - (31734225659419871 * Vt^2 * ((17 * \\ & \alpha)/100 + (9 * u^2)/20 + (21 * q)/(10 * Vt) - 25050349912506309/ \\ & 2882303761517117440))/18014398509481984000) - \cos(\phi) * (q * ((372 * \\ & p)/497 + (25 * r)/497) - (6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * \\ & ((9 * u^3)/500 - \beta_1/20 - (21 * p)/(16 * Vt) + (63 * r)/(200 * Vt) + \\ & 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000))/ \\ & 21267647932558653966460912964485513216 + (40801147276396977 * \\ & Vt^2 * ((17 * u^3)/200 - (3 * \beta_1)/20 - (231 * p)/(800 * Vt) + (147 * r)/(40 * \\ & Vt) + 70818605601322571/1014120480182583521197362564300800))/ \\ & 25580445883464417280) + \cos(\phi) * q * (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \\ & \sin(\phi) * q)) - \sin(\phi) * r * (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * \\ & q))) + (13600382425465659 * Vt^2 * ((9 * u^3)/500 - \beta_1/20 - (21 * \\ & p)/(16 * Vt) + (63 * r)/(200 * Vt) + \\ & 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000))/ \\ & 1279022294173220864 - (6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * \\ & ((17 * u^3)/200 - (3 * \beta_1)/20 - (231 * p)/(800 * Vt) + (147 * r)/(40 * \\ & Vt) + 70818605601322571/1014120480182583521197362564300800))/ \\ & 21267647932558653966460912964485513216 + (\tan(\theta) + 1) * \\ & (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * q) * (\cos(\phi) * q - \sin(\phi) * r)) \end{aligned} \quad (4.46)$$

$$\begin{aligned} G(x) = & (- (40801147276396977 * Vt^2)/12790222941732208640 - \\ & (20353306728241392985809235553782077 * Vt^2 * \cos(\phi) * \tan(\theta))/ \\ & 212676479325586539664609129644855132160) \end{aligned} \quad (4.47)$$

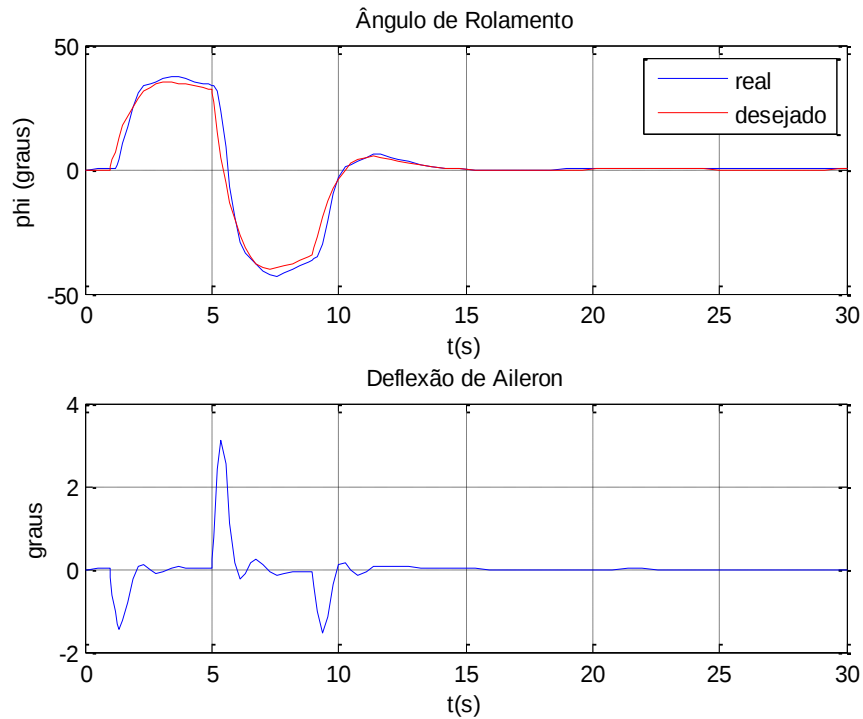


Figura 4.47 – Controle do ângulo de rolamento.

v) Controle do ângulo de proa (Ψ)

O rastreamento do ângulo de proa apresentou resultados satisfatórios como o apresentado na Figura 4.48. As Equações 4.48 e 4.49 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ do ângulo de proa.

$$\begin{aligned}
F(x) = & ((\sin(\phi) * ((17 * p * r)/18 - p^2/30 + r^2/30 - (31734225659419871 * Vt^2 * \\
& ((17 * \alpha)/100 + (9 * u_2)/20 + (21 * q)/(10 * Vt) - 25050349912506309/ \\
& 2882303761517117440))/18014398509481984000) - \cos(\phi) * (q * ((372 * \\
& p)/497 + (25 * r)/497) - (6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * \\
& ((9 * u_3)/500 - \beta_1/20 - (21 * p)/(16 * Vt) + (63 * r)/(200 * Vt) + \\
& 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000)))/ \\
& 21267647932558653966460912964485513216 + (40801147276396977 * \\
& Vt^2 * ((17 * u_3)/200 - (3 * \beta_1)/20 - (231 * p)/(800 * Vt) + (147 * \\
& r)/(40 * Vt) + \\
& 70818605601322571/10141204801825835211973625643008000))/ \\
& 25580445883464417280) + \cos(\phi) * q * (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \\
& \sin(\phi) * q)) - \sin(\phi) * r * (p + \tan(\theta) * (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * \\
& q)))/\cos(\theta) + (\sin(\theta) * (\cos(\phi) * r + \sin(\phi) * q) * (\cos(\phi) * q - \\
& \sin(\phi) * r))/\cos(\theta)^2) \quad (4.48)
\end{aligned}$$

$$G(x) = (-(20353306728241392985809235553782077 * Vt^2 * \cos(\phi))/ (212676479325586539664609129644855132160 * \cos(\theta))) \quad (4.49)$$

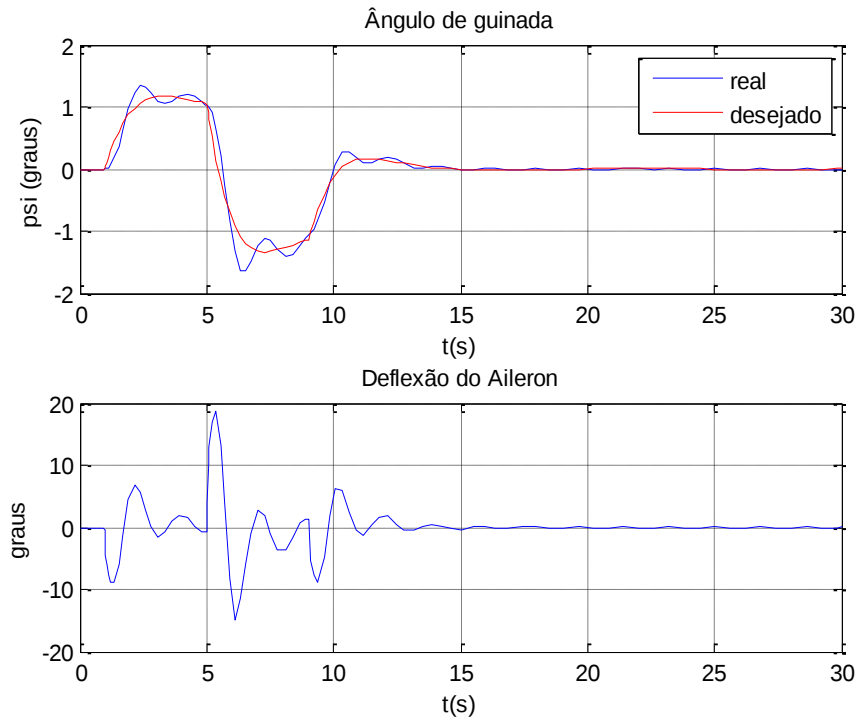


Figura 4.48 – Controle do ângulo de proa.

vi) Controle da taxa de guinada (r)

A simulação mostrada na Figura 4.49 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de guinada, e a deflexão do leme necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. As Equações 4.50 e 4.51 apresentam as equações $f(x)$ e $g(x)$ da taxa de guinada.

$$F(x) = ((40801147276396977 * Vt^2 * ((3 * \beta_1)/20 + (231 * p)/(800 * Vt) - (147 * r)/(40 * Vt) - 70818605601322571/1014120480182583521197362564300800))/25580445883464417280 - (6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * (\beta_1/20 + (3 * u_1)/10 + (21 * p)/(16 * Vt) - (63 * r)/(200 * Vt) - 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000))/21267647932558653966460912964485513216 - q * ((372 * p)/497 + (25 * r)/497)) \quad (4.50)$$

$$G(x) = (-(98024917420998593856633108904594034751 * Vt^2)/755001501605832215809362410239235719168000) \quad (4.51)$$

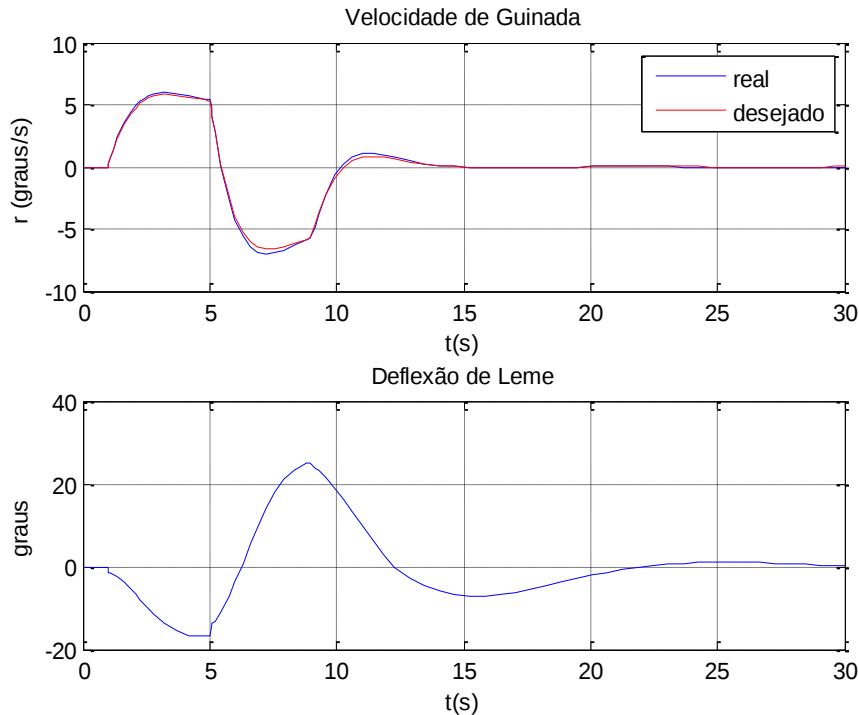


Figura 4.49 – Controle da taxa de guinada.

vii) Controle da taxa de rolamento (p)

A simulação apresentada na Figura 4.50 mostra o rastreamento de um doublet da taxa de rolamento (p). Os resultados mostram um excelente rastreamento. As Equações 4.52 e 4.53 apresentam as equações f(x) e g(x) da taxa de rolamento.

$$F(x) = ((6784435576080464328603078517927359 * Vt^2 * ((17 * u3)/200 - (3 * beta1)/20 - (231 * p)/(800 * Vt) + (147 * r)/(40 * Vt) + 70818605601322571/1014120480182583521197362564300800))/21267647932558653966460912964485513216 - (13600382425465659 * Vt^2 * ((9 * u3)/500 - beta1/20 - (21 * p)/(16 * Vt) + (63 * r)/(200 * Vt) + 60867003159015543/10141204801825835211973625643008000))/1279022294173220864 - q * (((25 * p)/497 - (1009 * r)/1491))) \quad (4.52)$$

$$G(x) = -(40801147276396977 * Vt^2)/12790222941732208640 \quad (4.53)$$

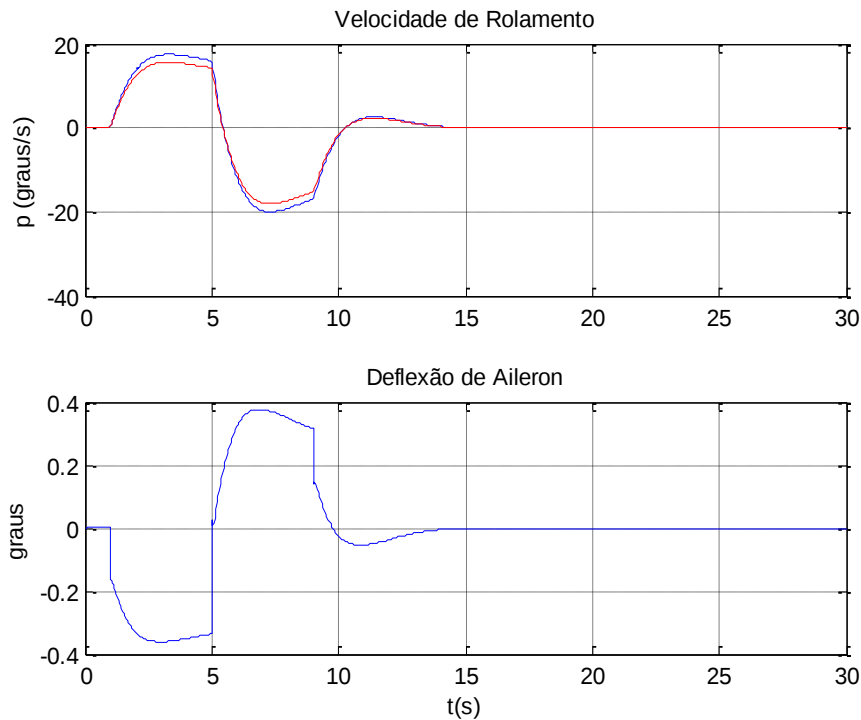


Figura 4.50 – Controle da taxa de rolamento.

Pode-se observar um excelente rastreamento em todos os estados utilizando inversão dinâmica.

4.1.6 Sliding Mode

De acordo com Edwards & Spurgeon (1998), a técnica de controle por modos deslizantes (*Sliding Mode*) foi criada com base na teoria de controle de estrutura variável (VSCS – *Variable Structure Control Systems*) desenvolvida na Rússia nos anos 60.

Este controle é um conjunto de subsistemas contínuos governados por uma lei de controle descontínua, a qual atua de acordo com o estado do sistema, perturbações e referência do sistema (UTKIN, 1993).

Edwards *et al.* (2000) utilizaram a técnica de controle por modos deslizantes para controlar a dinâmica de um avião flexível.

Seja um sistema com uma entrada e uma saída, dado pelo sistema (4.54):

$$\begin{cases} \dot{x} = f(x) + g(x)u \\ y = h(x) \end{cases} \quad (4.54)$$

Onde $f(x)$ e $g(x)$ são campos vetoriais suaves pertencentes ao $\mathbb{R}^n$ e $h(x)$ uma função escalar suave, ou seja, todas as derivadas parciais, de qualquer ordem, existem e são contínuas.

O sistema (4.54) é um sistema com estrutura variável, cujas regras de chaveamento estão definidas pela função contínua $S(x)$ (UTKIN, 1993).

$$u = \begin{cases} u^+(x) & \text{se } S(x) > 0 \\ u^-(x) & \text{se } S(x) < 0 \end{cases} \quad (4.55)$$

O problema de controle é projetar $S(x)$ (superfície de escorregamento), $u^+(x)$ e $u^-(x)$.

Para isso, a superfície de escorregamento deve ser ao menos localmente atrativa em um domínio Ω de forma que (EDWARDS & SPURGEON, 1988):

$$\lim_{s \rightarrow 0^+} < 0 \quad (4.56)$$

$$\lim_{s \rightarrow 0^-} > 0 \quad (4.57)$$

Segundo Edwards & Spurgeon (1998) esta condição pode ser substituída por:

$$S \cdot \dot{S} < 0 \quad (4.58)$$

Uma condição mais forte para (4.55) é dada por:

$$S \cdot \dot{S} \leq \eta |s| \quad (4.59)$$

onde:

η : constante positiva.

Slotine & Li (1991) define a superfície de escorregamento conforme a Equação 4.60:

$$S(x, t) = \sum_{i=1}^{n-1} \left(\frac{d^i \tilde{y}}{dt^i} + \lambda^i \cdot \tilde{y} \right) \quad (4.60)$$

onde:

$$\tilde{y} = y - y_d \quad (4.61)$$

Nota-se que a superfície (4.61) é uma equação da dinâmica do erro de rastreamento.

Assim, para um sistema de segunda ordem:

$$S = \tilde{y} + \lambda \cdot \tilde{y} \quad (4.62)$$

onde:

λ : constante do projeto positiva, que está relacionada com a taxa em que o erro de rastreamento tende a zero quando o sistema já atingiu a superfície.

Se o sistema (4.54) possui grau relativo n , este pode ser reescrito como a equação:

$$y^{(n)} = a(x) + b(x).u \quad (4.63)$$

Para obter a lei de controle, considerando um sistema de segunda ordem na superfície $S = 0$, tem-se (SLOTINE & LI, 1991):

$$\dot{S} = \ddot{y} - \ddot{y}_d + \lambda.\dot{\tilde{y}} = a + b.u - u - \ddot{y}_d + \lambda.\dot{\tilde{y}} = 0 \quad (4.64)$$

Através de (4.64), a melhor aproximação da lei de controle contínua $\hat{u}$ de ordem 2 que permite $\dot{S} = 0$, tal que:

$$\hat{u} = \frac{(\ddot{y}_d - \hat{a}(x) - \lambda.\dot{\tilde{y}})}{\hat{b}(x)} \quad (4.65)$$

Como há incertezas no modelo, para compensar os erros adiciona-se a parcela descontínua. Assim, de forma genérica, a lei de controle por modos deslizantes é dada por:

$$u = \hat{u} - K_c . sign(S) \quad (4.66)$$

onde:

$\hat{u}$: controle obtido por inversão dinâmica com modelo estimado.

Conforme a condição de escorregamento (4.59) deve-se projetar o ganho para garantir que a condição de escorregamento seja satisfeita e compensar os erros entre o modelo e o sistema real. Nota-se que as funções $u^+(x)$ e $u^-(x)$ são definidas através do sinal da função $\text{sign}()$.

Se $\hat{a} = a$ e $\hat{b} = b$ o controle se comporta como um rastreador de trajetória e o ganho K_c apenas leva o sistema da condição inicial para a superfície. Quanto maior são os erros entre os parâmetros estimados, maior deve ser o ganho K_c para compensar os desvios e levar o sistema para a referência.

De acordo com Slotine & Li (1991), devido às imperfeições do controle (chaveamento não instantâneo e valor de S não conhecido com precisão infinita), ocorre o fenômeno denominado *chattering*, o qual se trata de oscilações em torno da superfície $S = 0$.

Para suavizar o efeito do chaveamento do sinal de controle devido à função $\text{sign}()$, Slotine & Li (1991) sugere o uso da função de saturação no lugar da função $\text{sign}()$, dessa forma, o sinal de controle deve ser reescrito segundo a equação (4.67):

$$u = \hat{u} - K_c \cdot \text{sat}\left(\frac{S}{\phi}\right) \quad (4.67)$$

onde:

ϕ : camada limite.

$$\text{sat}\left(\frac{S}{\phi}\right) = \begin{cases} \frac{S}{\phi} & \text{se } |S| \leq \phi \\ \text{sign}(S) & \text{se } |S| > \phi \end{cases} \quad (4.68)$$

Esta técnica permite eliminar o efeito do *chattering*.

4.1.6.1 *Sliding mode* no Mirage III

A Figura 4.51 mostra o diagrama de blocos utilizado no controlador do tipo *sliding mode*, como exemplo, a taxa de arfagem.

Os valores dos ganhos para o *sliding mode* foram obtidos por um processo de tentativa e erro.

As equações utilizadas para o *sliding mode* foram as mesmas utilizadas na inversão dinâmica.

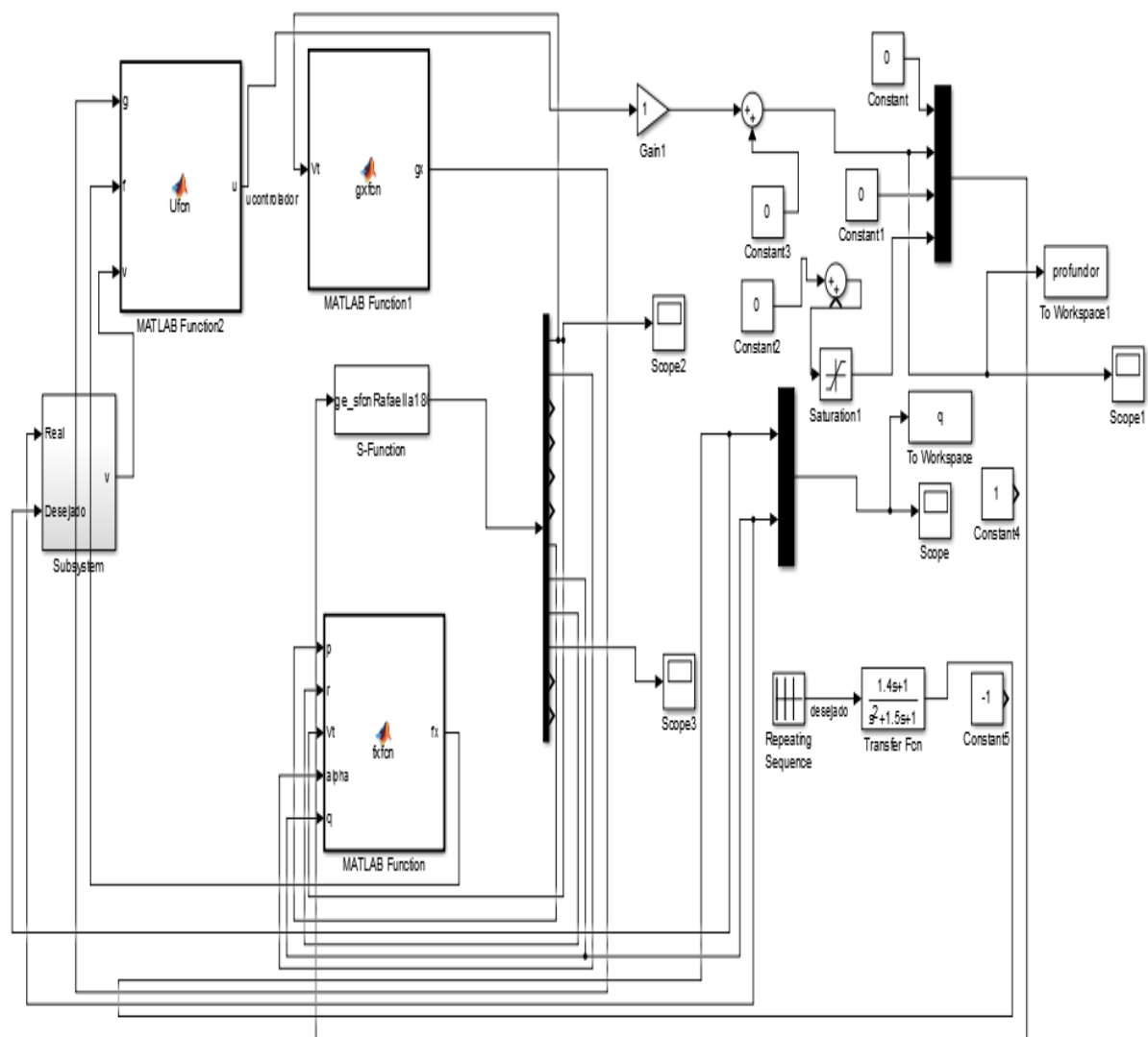


Figura 4.51 – Diagrama de blocos do *sliding mode* no Mirage III.

i) Controle da taxa de arfagem (q)

Os ganhos utilizados para a taxa de arfagem foram:

$$k = -10/(180/\pi) \quad \mu = 0,5 \quad k1 = 20$$

A simulação mostrada na Figura 4.52 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem, e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um excelente rastreamento do sinal desejado. Para o controle da taxa de arfagem foi fácil a obtenção dos ganhos.

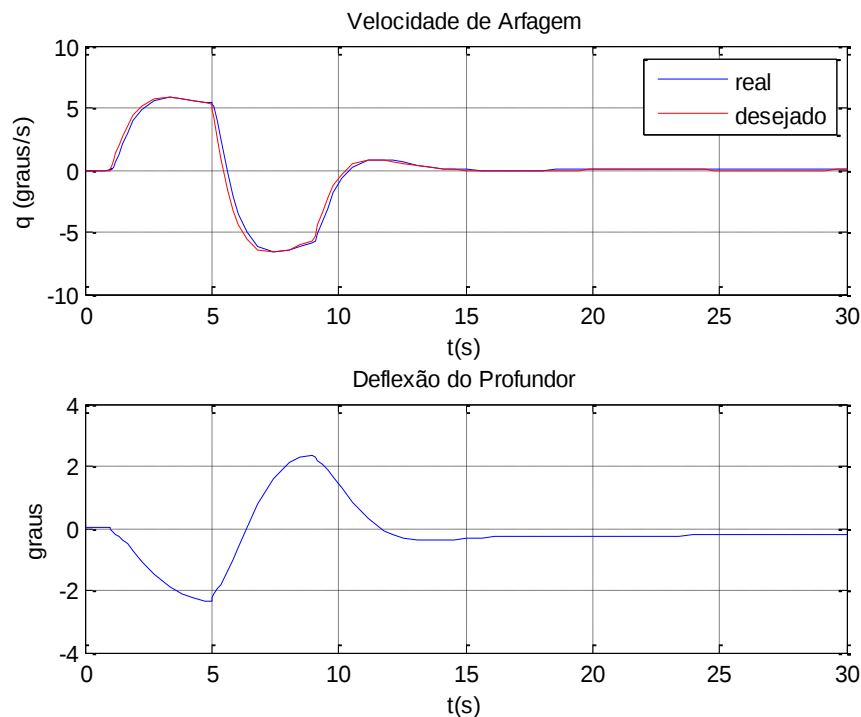


Figura 4.52 – Controle da taxa de arfagem.

ii) Controle do ângulo de ataque (α)

Os ganhos utilizados para o ângulo de ataque foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,1 \quad k1 = 1 \quad k2 = 1$$

Para o controle do ângulo de ataque foi fácil a obtenção dos ganhos. Os resultados são apresentados na Figura 4.53. Pode-se ver um excelente rastreamento do ângulo de ataque.

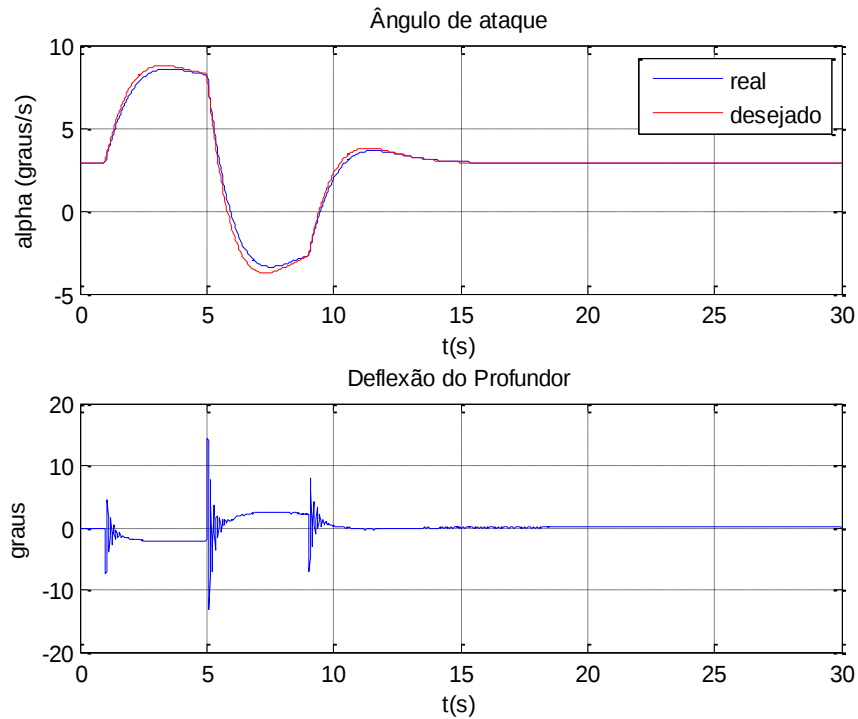


Figura 4.53 – Controle do ângulo de ataque.

iii) Controle do ângulo de atitude (θ)

Os ganhos utilizados para o ângulo de atitude foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,1 \quad k1 = 1 \quad k2 = 1$$

A simulação apresentada na Figura 4.54 mostra o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude (θ). Os resultados mostram um bom rastreamento.

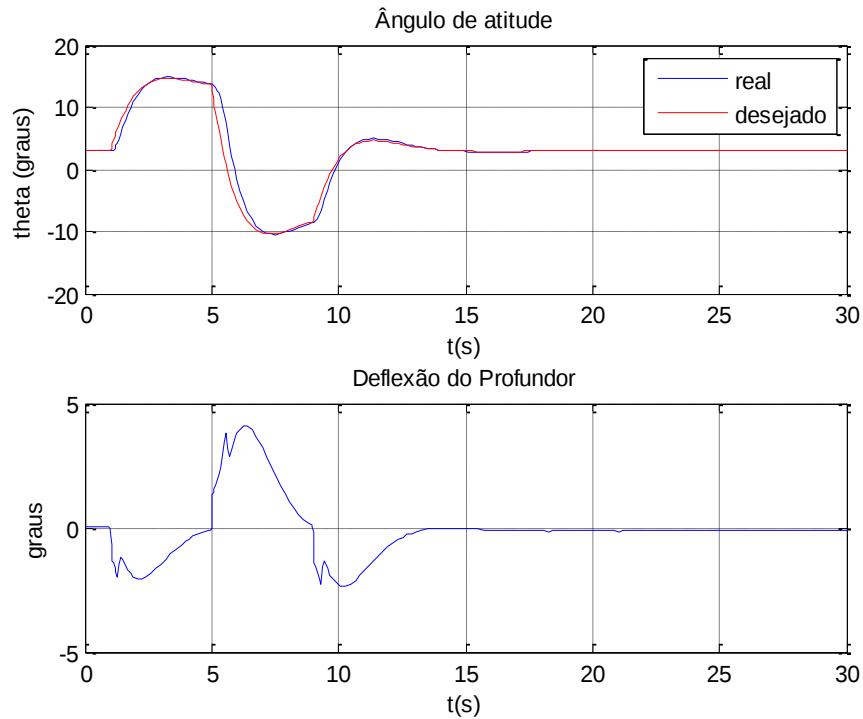


Figura 4.54 – Controle do ângulo de atitude.

iv) Controle do ângulo de rolamento (φ)

Os ganhos utilizados para o ângulo de rolamento foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,05 \quad k1 = 0,3 \quad k2 = 1$$

Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento são apresentados na Figura 4.55. Para o controle do ângulo de rolamento foi difícil a obtenção dos ganhos.

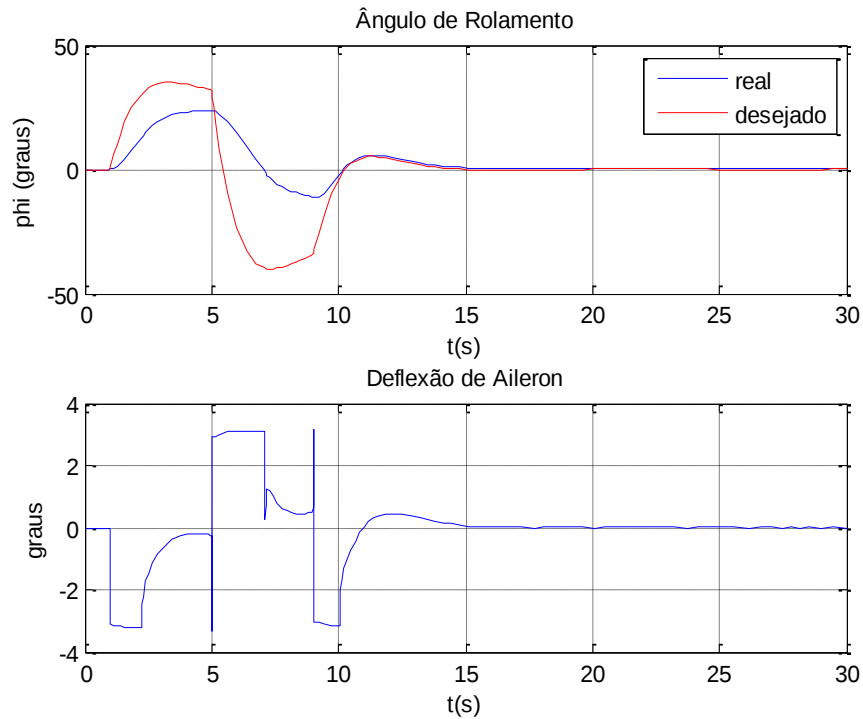


Figura 4.55 – Controle do ângulo de rolamento.

v) Controle do ângulo de proa (Ψ)

Os ganhos utilizados para o ângulo de proa foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,5 \quad k1 = 10 \quad k2 = 2 \quad k2 = 0$$

A Figura 4.56 apresentou resultados razoáveis. Para o controle do ângulo de proa foi difícil a obtenção dos ganhos.

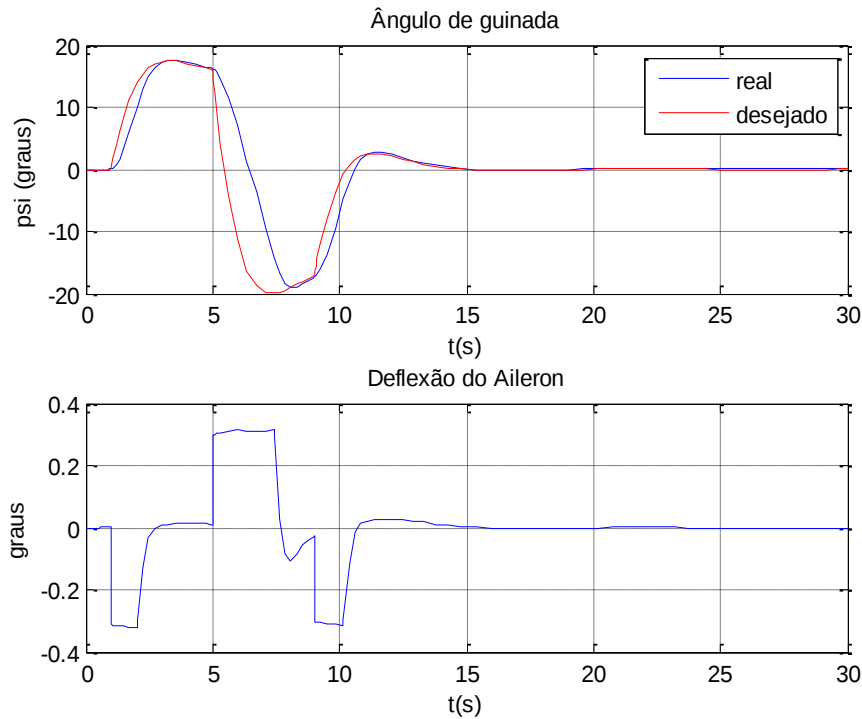


Figura 4.56 – Controle do ângulo de proa.

vi) Controle da taxa de guinada (r)

Os ganhos utilizados para a taxa de guinada foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,8 \quad k1 = 1$$

A simulação mostrada na Figura 4.57 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de guinada, e a deflexão do profundor necessária para comandar o doublet. Pode-se ver um rastreamento razoável do sinal desejado. Para o controle da taxa de guinada foi difícil a obtenção dos ganhos.

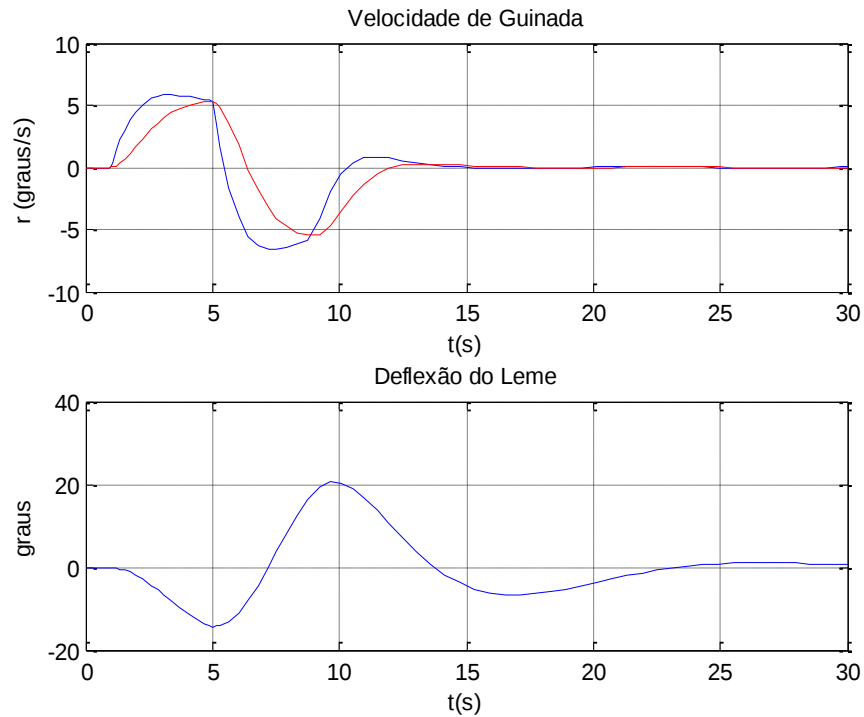


Figura 4.57 – Controle da taxa de guinada.

vii) Controle da taxa de rolamento (p)

Os ganhos utilizados para a taxa de rolamento foram:

$$k = -40/(180/\pi) \quad \mu = 0,1 \quad k1 = 30$$

A simulação apresentada na Figura 4.58 mostra o rastreamento de um doublet da taxa de rolamento (p). Os resultados mostram um bom rastreamento.

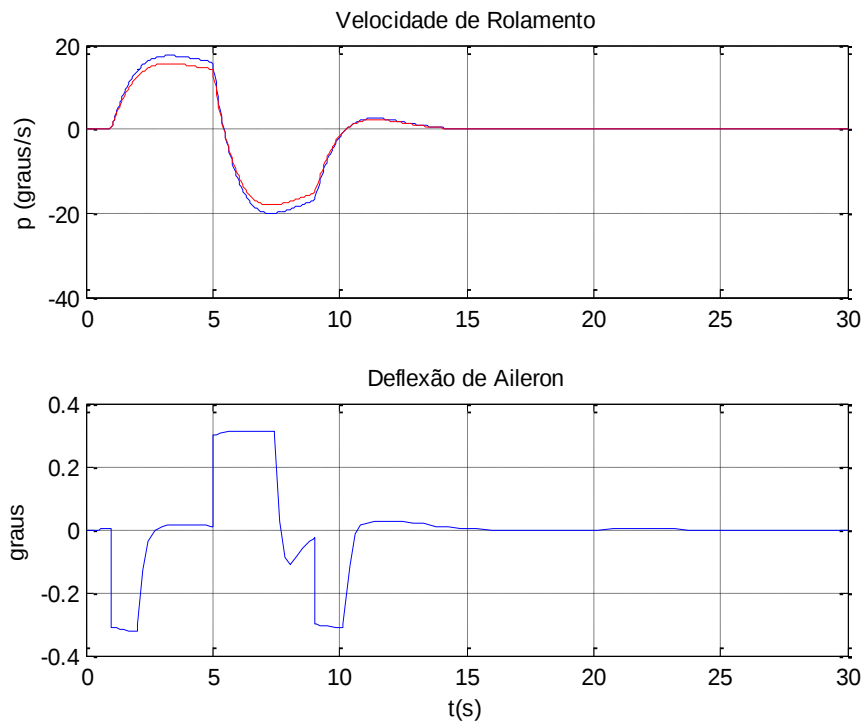


Figura 4.58 – Controle da taxa de rolamento.

5 COMPARAÇÃO DAS TÉCNICAS DE CONTROLE

O método PID apresentou alguns resultados satisfatórios, porém utilizando tentativa e erro para obtenção dos ganhos não foi possível obter os ganhos para velocidade e altitude.

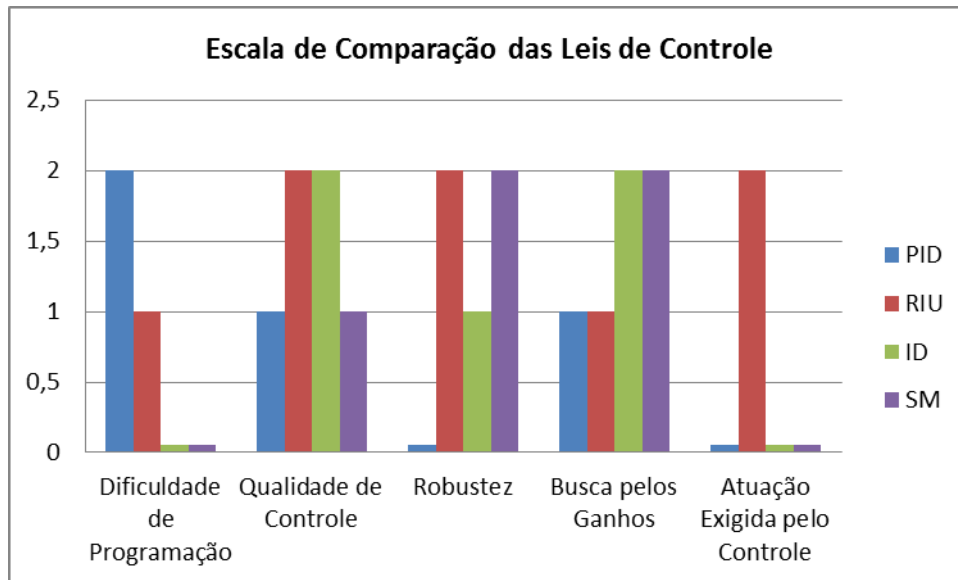
Algumas vantagens observadas com o uso da técnica do regulador integrativo universal são: a simplicidade das expressões obtidas para as leis de controle; o fato de não serem requeridos conhecimentos detalhados do modelo matemático do avião; a precisão dos resultados obtidos, mesmo com o uso de atuadores; a robustez da lei de controle e a capacidade de compensar efeitos de flexibilidade estrutural (SOUSA, 2013). Com base na análise dos resultados obtidos, ficou constatada a eficiência da lei de controle, que permitiu controlar diferentes variáveis apenas ajustando os ganhos experimentalmente e salvo as limitações físicas do sistema e limitações de esforço em localizar os coeficientes ótimos, apresentou resultados satisfatórios.

Após terem sido feitas as análises dos resultados das simulações, é possível afirmar que o controle de inversão dinâmica é um método complexo e difícil de realizar, mas que quando obtido sucesso, proporciona resultados satisfatórios para o controle da aeronave. Embora esta técnica de controle consiga administrar sistemas altamente não-lineares com excelente desempenho, é sabido que a inversão dinâmica não oferece garantia de robustez a priori, e pode se tornar um controlador instável devido a incertezas de modelagem (PAPAGEORGIOU & GLOVER, 2005). A estabilidade longitudinal de um sistema controlado por inversão dinâmica permanece robusta em relação a incertezas, mas a estabilidade lateral é sensível a incertezas nas derivadas de estabilidade (BRINKER & WISE, 1996).

Deve ser salientado que as observações relativas a robustez nas leis de controle citadas nos dois últimos parágrafos foram retiradas de outras referências. Nesta dissertação, não foi analisado a robustez das leis de controle analisadas.

O controle sliding mode também é um método complexo e difícil de realizar e obteve resultados satisfatórios, mas não para todas as simulações.

Através da Figura 5.1, observa-se depois de feitas as comparações que não existe uma lei ideal, porém cada lei de controle tem seu lado positivo e negativo.



Legenda: 2 satisfatório 1 razoável 0 insatisfatório

Figura 5.1 – Comparação das leis de controle.

6 CONCLUSÕES E SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Neste capítulo são apresentadas as principais conclusões do trabalho, suas contribuições em relação ao tema que foi abordado e linhas de raciocínio para futuros projetos que possam vir a ser desenvolvidos nesta área. Primeiramente é apresentada uma discussão sobre os resultados alcançados, a metodologia proposta e as ferramentas de desenvolvimento. Logo, aponta as contribuições desta dissertação para as linhas de pesquisa em engenharia de controle e sobre os algoritmos genéticos. Por fim, apresentam sugestões para trabalhos futuros bem como uma visão pessoal da autora sobre o trabalho que foi desenvolvido.

Neste trabalho foram utilizadas, analisadas e comparadas as seguintes técnicas de controle: i) Proporcional Integrativo Derivativo, ii) Regulador Integrativo Universal, iii) Inversão Dinâmica e iv) *Sliding Mode*.

A metodologia proposta para este trabalho, bem como a revisão da literatura sobre o assunto e após terem sido feitas as análises dos resultados das simulações, demonstrou grande eficácia e aplicabilidade na área de controle. Cabe ainda ressaltar que os resultados obtidos foram comparados, conforme a Tabela 5.1.

A comparação feita entre as leis de controle pode-se chegar a conclusão que cada lei de controle tem sua característica particular, cada lei tem seus prós e contras.

Através dos resultados obtidos, pode-se concluir que o trabalho mostrou que apesar da maior complexidade, os controladores propostos possuem um bom potencial para serem desenvolvidos na prática.

A melhor técnica utilizada foi o regulador integrativo universal, pois foram obtidos resultados mais satisfatórios que as demais técnicas. Porém essa não é uma conclusão definitiva, pois para escolher a melhor técnica irá ter que analisar a robustez de cada técnica de controle. A análise da robustez será feita ao se analisar a capacidade do controle em compensar efeitos de perturbações externas e imprecisões nos modelos.

As contribuições que surgiram deste trabalho podem ser enumeradas em:

- Estudo de várias leis de controle, na escolha da melhor lei de controle.

- Validação dos resultados encontrados utilizando as leis de controle.
- Disponibilidade de uma interface gráfica para o ensino/aprendizagem da aplicabilidade das leis de controle na área de controle.

O trabalho apresenta alguns pontos em aberto e que podem ser explorados para complementar os resultados já alcançados, ou seja, podem-se discutir algumas linhas de pesquisa para trabalhos futuros, de entre as quais se enumeram:

- Implementar processos de otimização para definir os ganhos ótimos utilizando algoritmo genético ou redes neurais.
- Estudo da viabilidade de se aplicar a sintonia de controladores com algoritmos genéticos em processos online, tendo como fator preponderante o tempo computacional.
- Encontrar formas pelas quais pode ser reduzido consideravelmente o tempo das simulações. Algumas formas sugeridas são migrar todas as simulações para o ambiente de programação FORTRAN® que é muito mais rápido do que o MATLAB® / SIMULINK®, e/ou usar mais computadores e processamento paralelo para rodar as simulações.
- Elaborar o controle da velocidade e altitude nas leis de controle inversão dinâmica e *sliding mode*, e fazer uma trajetória para que a aeronave possa segui-la;
- Aplicar as leis de controle inversão dinâmica e *sliding mode* no NFNS_190s.
- Aplicar falhas aos sistemas e compensá-las por meio de alocação de controle, específica para cada caso de falha;
- Análise de qualidade de voo e robustez da resposta das aeronaves em conjunto com um controlador de voo tolerante a falhas.
- Desenvolvimento de outros controladores como *backstepping*, redes neurais, *fuzzy*, entre outros.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AGÊNCIA NACIONAL DE AVIAÇÃO CIVIL. (2008). Relatório do seminário internacional aviação e mudanças climáticas: atualidades e perspectivas. Disponível em: <http://www.anac.gov.br/arquivos/pdf/Relatorio_Final_27jan09.pdf>. Acesso em: 17 janeiro 2017.

ALAZARD, D. (2002). “Robust h2 design for lateral flight control of highly flexible aircraft”. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 25(3), pp.502-509.

BOUADI, H.; CUNHA JR, S. S. ; DROUIN, A.; MORA-CAMINO, F. (2011). “Adaptive Sliding Mode Control for Quadrotor Attitude Stabilization and Altitude Tracking”, *CINTI 2011 - 12th IEEE International Symposium on Computational Intelligence and Informatics*, Budapest.

BRANDÃO, M. P. (1997). “Fundamentos da dinâmica de estruturas”. São José dos Campos: Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

CONG, S.; LIANG Y. (2009). “Pid-like neural network nonlinear adaptive control for uncertain multivariable motion control systems”, *IEE TRANSACTIONS ON INDUSTRIAL ELETRONICS* 56, 3872-3879.

COOK, R. (2011). “Robust manoeuvring and gust alleviation of very flexible aircraft using novel control effectors”. In: *INTERNATIONAL FORUM IN AEROELASTICITY AND STRUCTURAL DYNAMICS*, Paris, pp. 1-34.

CUNHA JR, S. S.; PANOMRUTTANARUG, B.; AL-FAZARI, H.; MORA-CAMINO, F. A. (2011). “Neural Network Control Based on Differential Flatness of a Quadrotor”. *DINCON 2011: X Conferência Brasileira de Dinâmica, Controle e Aplicações*, Águas de Lindóias.

DA SILVA, A. L. (2012). “Non-linear optimal model following control of flexible aircraft”. Saarbrücken: LAP Lambert Academic.

DA SILVA, A.L. (2010). “Flight mechanics model of flexible aircraft”. Instituto Tecnológico Aeronáutico, São José dos Campos, SP, Brasil.

DA SILVA, T. M. L. (2010). Aeroelasticidade transônica de aerofólio com arqueamento variável. Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Paulo, SP, Brasil.

DA SILVA, A.; PAGLIONE P. (2010). “Conceptual flexible aircraft model for modeling, analysis and control studies”. In: *AIAA ATMOSPHERIC FLIGHT MECHANICS CONFERENCE AND EXHIBIT*, Toronto. Washington: DC, pp. 1-27.

EDWARDS C.; SPURGEON S. K. (1998). “Sliding mode control: Theory and applications”. 1ª ed. Taylor & Francis.

EDWARDS, C.; SPURGEON, S. K.; AKOACHERE, A. (2000). “A sliding mode output feedback controller for an aircraft system with flexible modes”. In: *IEEE CONFERENCE ON DECISION AND CONTROL*, 39, Sydney. Piscataway: IEEE, pp.1673-1678.

ETKIN, B., REID, L. D. (1996). *Dynamics of Flight – Stability and Control*, 3ª ed, Wiley.

EVANS, W. R. (1950). Control System Synthesis by Root Locus Method.

GIVISIEZ, B. R. (2009). *Inversão dinâmica aplicada ao controle de voo tridimensional de aeronaves comerciais*. Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.

- GREGORY, I.M. (1999).** “Modified dynamic inversion to control large flexible aircraft - What's going on?” In: *AIAA GUIDANCE, NAVIGATION AND CONTROL CONFERENCE*, Portland. Washington, DC, 1999. (AIAA 99-3998).
- HENRIQUEZ, A.A.M. (2011).** *Flight Control Design for a flexible conceptual aircraft using backstepping technique*. Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.
- HODGES, D. H.; YU, W. (2007).** A rigorous, engineer-friendly approach for modeling realistic, composite rotor blades. *Wind energy*, vol.10, pp. 179-193.
- HOMA, J. (2013).** Aerodinâmica e teoria de voo – noções básicas. 32ª ed. Asa.
- ITO, D.; WARD, D. T.; VALASEK, J. (2001).** “Robust dynamic inversion controller design and analysis for the x-38”. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada.
- JOSHI, S.M.; KELKAR, A. G. (1996).** “On longitudinal control of high speed aircraft in the presence of aeroelastic modes”. Washington, DC: NASA (NASA TM 110254).
- KRUPA, E. P.; CUNHA JR, S. S.; COIMBRA, R. F. F. (2013).** “Proposta de uma Metodologia para o Projeto Conceitual de Vants”, XI Congresso Iberoamericano de Ingeniería Mecánica, La Plata.
- KUBICA, K.; LIVET, T.; LETRON, X.; BUCHARLES, A. (1995).** Parameter-robust flight control system for a flexible aircraft. *Control Eng. Practice*, vol.3(9), pp. 1209-1215.
- LAVRETSKY, E.Y.; HENDERSON, D. K. (1999).** “A neural network-based approach to active structural mode suppression for flexible transport aircraft”. In: *AMERICAN CONTROL CONFERENCE*, San Diego, pp.4168-4162.
- LIVET, T.; KUBICA, K.; MAGNI, J.F. (1995).** “Robust flight control design with respect to delays, control efficiencies and flexible modes”. *Control Eng. Practice*, vol 3(10) pp. 1373-1384.
- LOOYE, G.; JOOS, H. D. (2001).** “Design of robust dynamic inversion control laws using multi-objective optimization”. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada.
- LOOYE, G.; JOOS, H. D.; WILLEMSSEN, D. (2001).** “Application of an optimization-based design process for robust autoland control laws”. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, Montreal, Canada.
- LUBAS, C. (2008).** *Aplicação da técnica de inversão dinâmica para projetos de sistemas de controle de voo*. Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.
- MCLEAN, D. (1990).** *Automatic flight control systems*. Hertfordshire: Prentice Hall, (International Series in Systems and Control Engineering.), 610 p.
- MURRAY, R. M, K. J.Astrom, S. P. Boyd, R.W. Brockett G. (2003).** “Future directions in control in an information-rich world”, *IEEE Control Systems Magazine* 23(1), pp. 20-33.
- NELSON, R. C. (1989).** *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill Book Company, Singapore.
- OGATA, K. (2010).** *Engenharia de Controle Moderno*. Pearson Education.
- PATIL, M. J.; HODGES, D. H.; CESNIK, C. E. W. (1999).** “Non linear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft”. *Washington, DC: AIAA (AIAA 99-1470)*.

PEREIRA, R. A. (2015). *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.

PUHLMANN, H. (2014). *PID digital, método de cálculo numérico*.

RIBEIRO, F. (2012). “Aeroflex: a toolbox for studying the flight dynamics of highly flexible airplanes”. In: *CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA*, São Luis, MA. Rio de Janeiro: ABCM, 2012. (CONEM 2012-1786).

SADARAHEY, M.; COLGREN, R. (2005). “Two dof robust autopilot design for a small uav using a combination of dynamic inversion and h-infinity loop shaping”. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, San Francisco, California.

SAINTIVE, N.S. (2012). *Teoria de Voo – Introdução à Aerodinâmica*, 6^a ed., Asa.

SESHAGIRI, S.; KHALIL, H. K. (2005). “Robust output feedback regulation of minimum-phase nonlinear systems using conditional integrators”. vol.41(1), pp. 43-54.

SHEARER, C. (2006). *Coupled non linear and flight dynamics, aeroelasticity and control of very flexible aircraft*. Dissertation (Doctorate in Aerospace Engineering), University of Michigan, Ann Arbor. 236 p.

SILVESTRE, F. J. (2007). *Modelagem da mecânica de voo de aviões flexíveis e aplicações de controle*. Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.

SIMÕES, A. M. (2009). “Lateral flight control design for a highly flexible aircraft using a nonsmooth method”. In: *IEEE CONFERENCE ON DECISION AND CONTROL, 48, CHINESE CONTROL CONFERENCE*, 28., Shanghai Piscataway: IEEE, pp.696-701.

SLOTINE, J.J. E.; LI, W. (1991). *Applied nonlinear control*, Prentice Hall, New Jersey.

SMARTCOCKPIT. (2011). Embraer 190-195, 2011. Available at: <<http://www.smartcockpit.com/plane/EMBRAER/EMBRAER-190-195.html>>. Accessed on: 20/12/2016.

SOUSA, M. S. (2005). *Projeto de um sistema de controle de uma aeronave de estabilidade variável usando o método do modelo de referência*. Dissertação de Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.

SOUSA, M. S.; PAGLIONE, P. (2012). “Proposição de valores para os graus relativos de parâmetros da dinâmica de voo de aviões”. In: *CONGRESSO NACIONAL DE ENGENHARIA MECÂNICA*, São Luis, MA. Rio de Janeiro: ABCM, 2012. (CONEM 2012-1399).

SOUSA, M.S. (2013). *Modelagem, simulação e controle não linear de aviões muito flexíveis*. Tese de doutorado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brasil.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L. (2003). *Aircraft Control and Simulation*. 2^a ed. Hoboken: John Wiley & Sons.

SU, W. (2008). *Coupled non linear aeroelasticity and flight dynamics of fully flexible aircraft*. Dissertation (Doctorate in Aerospace Engineering) -University of Michigan, Ann Harbor.

WANG, Q.; STENGEL, R. F. (2005). “Robust nonlinear flight control of a high performance aircraft”. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, vol. 13, pp. 15-26.

WASZAK, Martin R.; SCHMIDT, David K. (1988). “Flight dynamics of aeroelastic vehicles. *Journal of Aircraft*”, v. 25(6), pp. 563-571.

<http://www.iflscience.com/technology/nasa-successfully-tests-secret-flexible-airplane-wings/>.

http://pt.wikipedia.org/wiki/%C3%82ngulos_de_Euler#/media/File:Plane.svg.

APÊNDICE A – CONTROLE DA AERONAVE FLEXÍVEL B1

Utilizando a técnica do regulador integrativo universal foi pré-estabelecida uma trajetória para que a aeronave percorra, sem a necessidade de interferência humana. Foi feita através de formulação matemática da aeronave (dinâmica) B1, no qual o modelo matemático da dinâmica de voo foi obtido de (WASZAK & SCHMIDT, 1988).

Uma vez definido o controlador, em um sistema MIMO (multiple inputs multiple outputs), deve-se definir quais superfícies de controle serão utilizadas para controlar as variáveis desejadas.

i) Taxa de arfagem (q)

A simulação mostrada na Figura A.1 apresenta o rastreamento de um doublet da taxa de arfagem e a deflexão do profundor necessária para se comandar o doublet. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_q + e_q}{\mu_q} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left(\frac{8\sigma_q + 60e_q}{1} \right) \quad (\text{A.1})$$

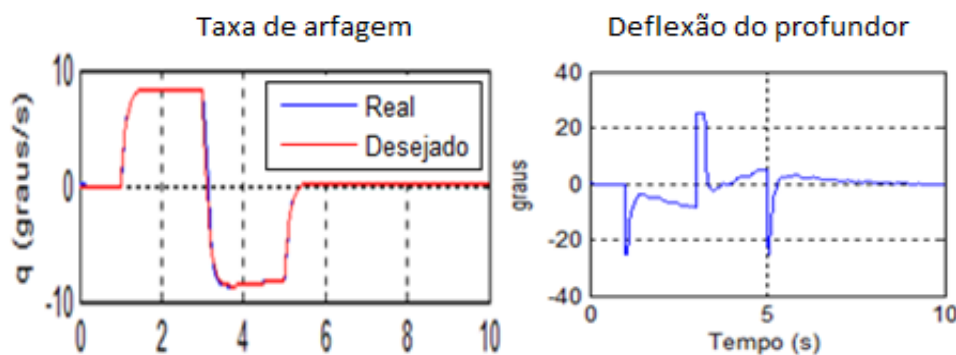


Figura A.1 – Controle da taxa de arfagem, H=2000 m, V=200 m/s.

ii) Ângulo de ataque (α)

A simulação mostrada na Figura A.2 apresenta o rastreamento de um doublet do ângulo de ataque e a deflexão do profundor necessária para se comandar o doublet. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\alpha + k_1 \sigma_\alpha + \dot{e}_\alpha}{\mu_\alpha} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left(\frac{0.5 \sigma_\alpha + 70 e_\alpha + 8 \dot{e}_\alpha}{1} \right) \quad (\text{A.2})$$

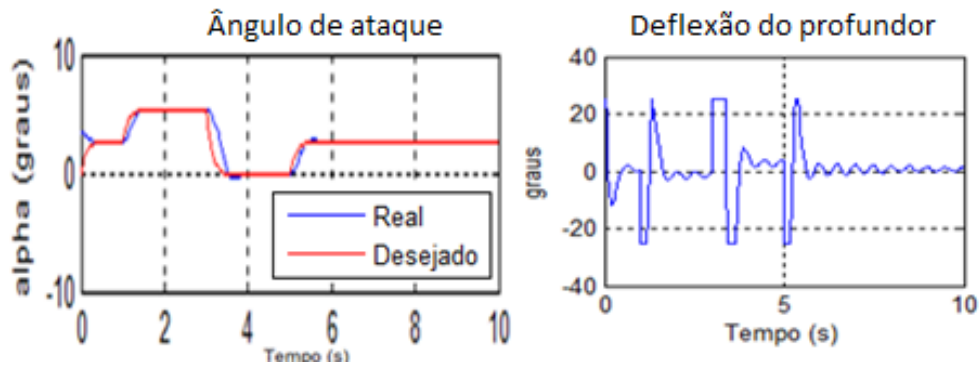


Figura A.2 – Controle do ângulo de ataque, $H=2000$ m, $V=200$ m/s.

iii) Ângulo de atitude (θ)

A simulação mostrada na Figura A.3 apresenta o rastreamento de um doublet do ângulo de atitude e a deflexão do profundor. Pode-se ver um satisfatório rastreamento do sinal desejado, com bons resultados. Os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\theta + k_1 \sigma_\theta + \dot{e}_\theta}{\mu_\theta} \right) \right] = -0.4363 \text{sat} \left(\frac{0 \sigma_\theta + 80 e_\theta + 8 \dot{e}_\theta}{1} \right) \quad (\text{A.3})$$

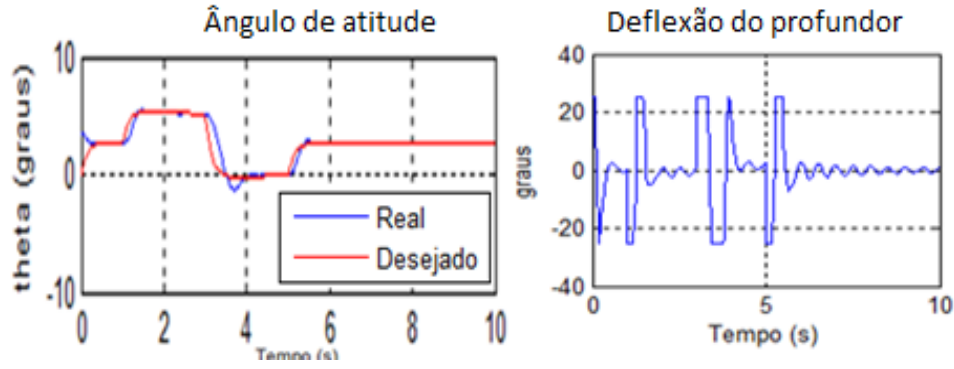


Figura A.3 – Controle do ângulo de atitude, H=2000 m, V=200 m/s.

iv) Velocidade (V) e altitude (H)

Nas simulações feitas, o profundor foi usado exclusivamente para controlar a velocidade e a manete de combustível é usada exclusivamente para controlar a altitude.

Estes controles estarão ativos o tempo todo, pois será desejado que o avião percorra um trajeto, mantendo velocidade e altitude constantes.

$$\delta p = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_v + k_1 \dot{\sigma}_v + k_2 \dot{e}_\theta + \ddot{e}_v}{\mu_v} \right) \right] = 0.04 \text{sat} \left(\frac{0.5 \sigma_v + 0.6 \dot{\sigma}_v + 1.1 \dot{e}_\theta + \ddot{e}_v}{3} \right) \quad (\text{A.4})$$

$$\delta \pi = 1 \text{sat} \left(\frac{0.05 \sigma_H + 0.3 \dot{\sigma}_H + 1 \dot{e}_H + 0 \ddot{e}_H + \ddot{e}_H}{50} \right) \quad (\text{A.5})$$

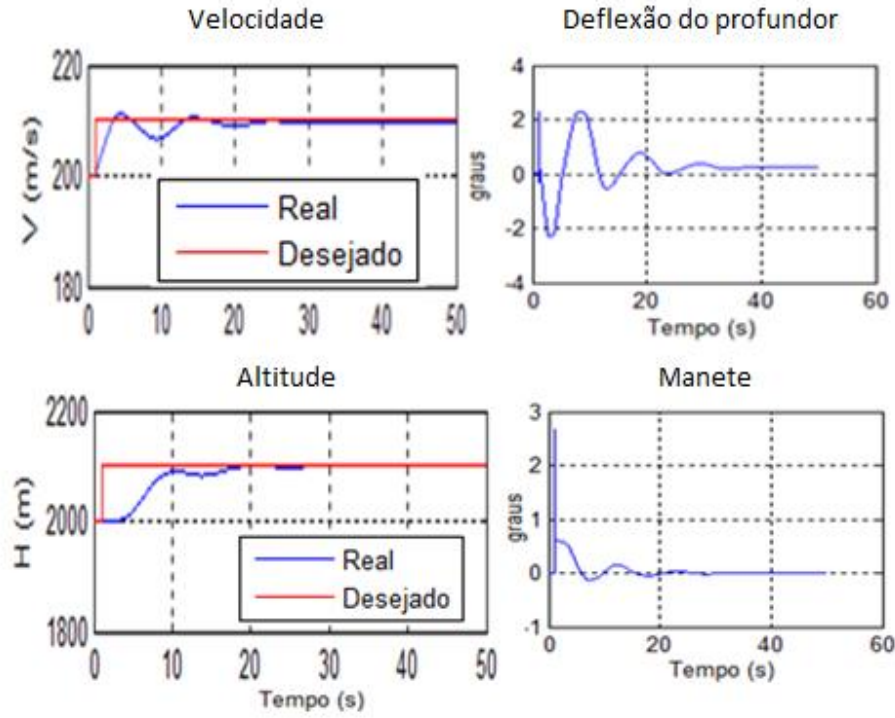


Figura A.4 – Controle da velocidade e altitude, $H=2000$ m, $V=200$ m/s.

v) Ângulo de rolamento (ϕ)

O aileron comanda doublet de ângulo de rolamento e o leme controla a taxa de guinada. Os resultados da simulação do rastreamento do doublet de ângulo de rolamento com amortecimento da guinada são apresentados na Figura A.5. Neste caso os valores para camada limite e ganhos foram:

$$\delta\alpha = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_\phi + k_1 \sigma_\phi + \dot{e}_\phi}{\mu_\phi} \right) \right] = -0.6981 \text{sat} \left(\frac{10\sigma_\phi + 6\sigma_\phi + \dot{e}_\phi}{1.6} \right) \quad (\text{A.6})$$

$$\delta\beta = -k \left[\text{sat} \left(\frac{s}{\mu} \right) \right] = -k \left[\text{sat} \left(\frac{k_0 \sigma_r + e_r}{\mu_r} \right) \right] = -0.523 \text{sat} \left(\frac{0.05\sigma_r + e_r}{2} \right) \quad (\text{A.7})$$

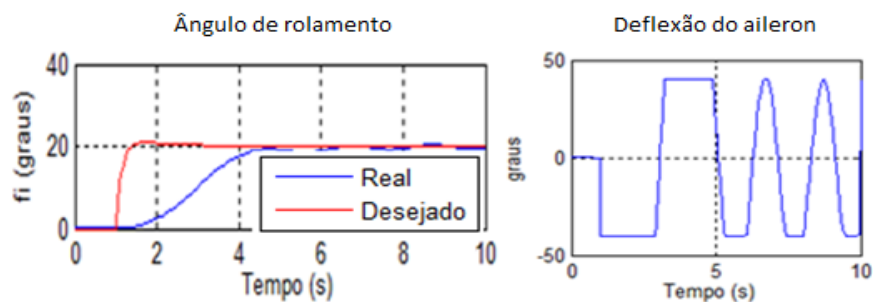


Figura A.5 – Controle do ângulo de rolamento, $H=2000$ m, $V=200$ m/s.

vi) Trajetória

Para a simulação foi utilizado o controle do ângulo de rolamento para se obter uma trajetória desejada. A Figura A.6 mostra a execução do trajeto, comparando o percurso desejado com o percurso que o avião de fato realiza.

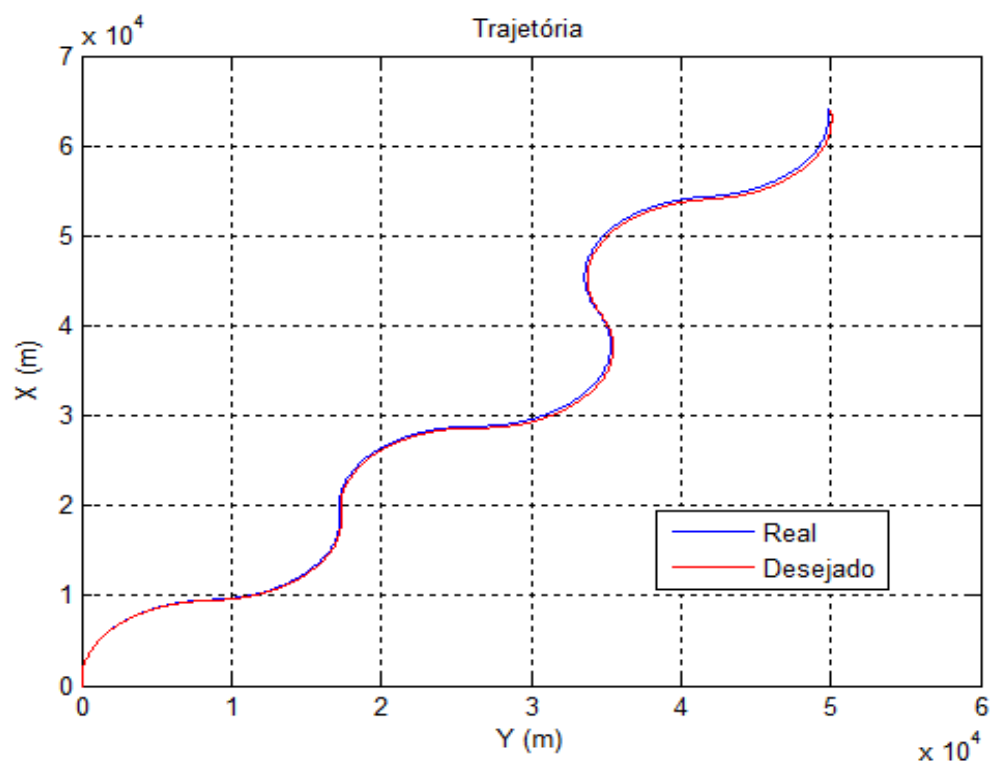


Figura A.6 – Trajetória.

Observando a Figura A.6 é possível verificar que a aeronave descreve quase que perfeitamente a trajetória desejada. A Figura A.7 mostra os comandos realizados pelos controles.

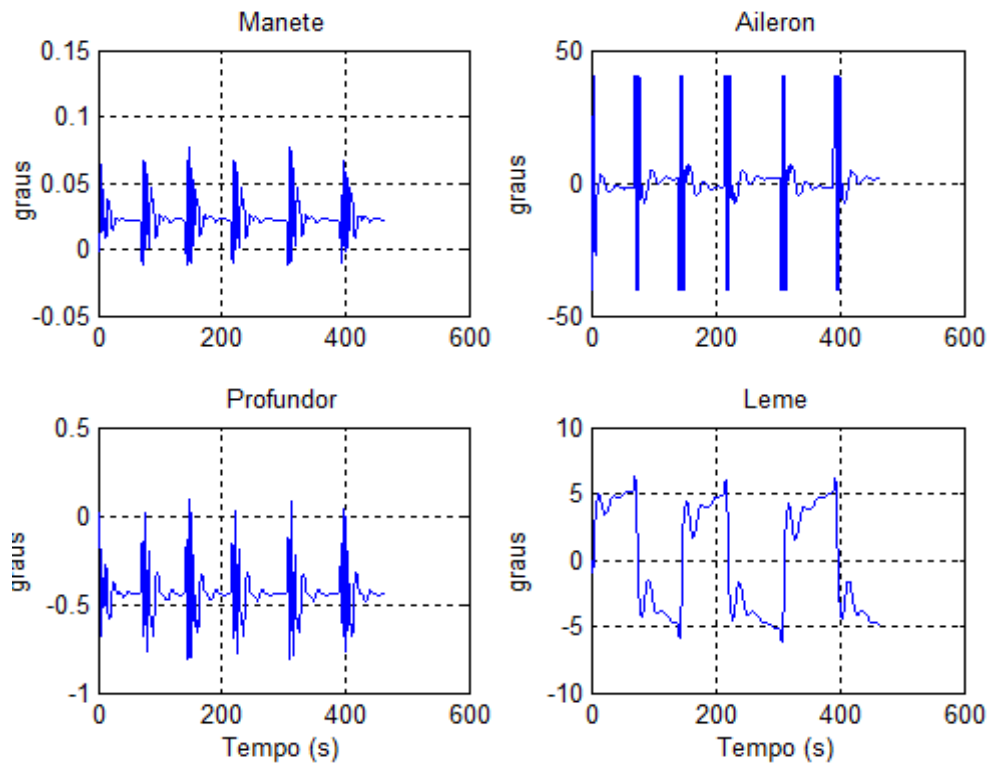


Figura A.7 – Controle do ângulo de rolamento e da taxa de guinada,
H=2000 m, V=200 m/s.

APÊNDICE B – DIAGRAMA DE BLOCOS

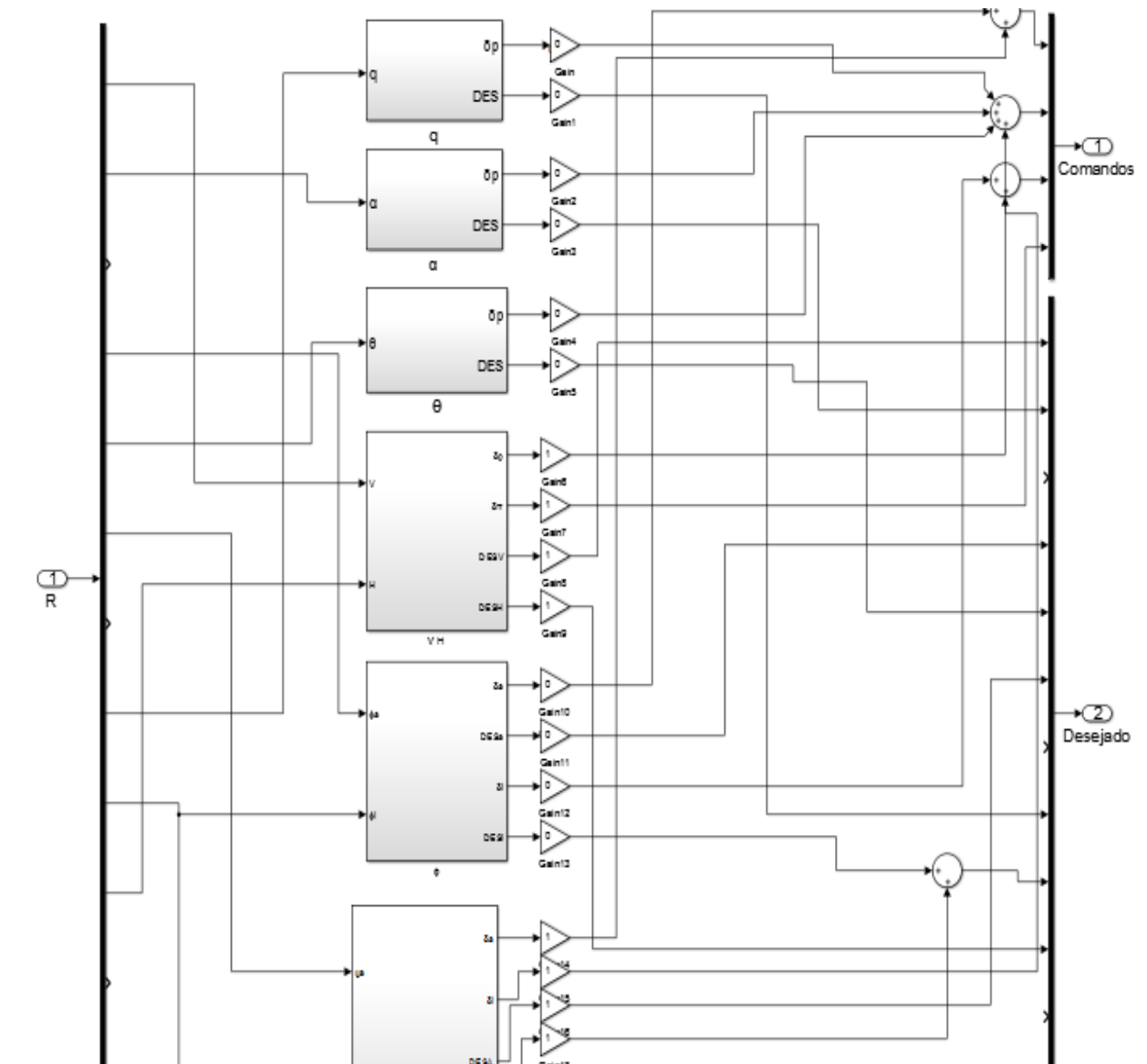


Figura B.1 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave Mirage III.

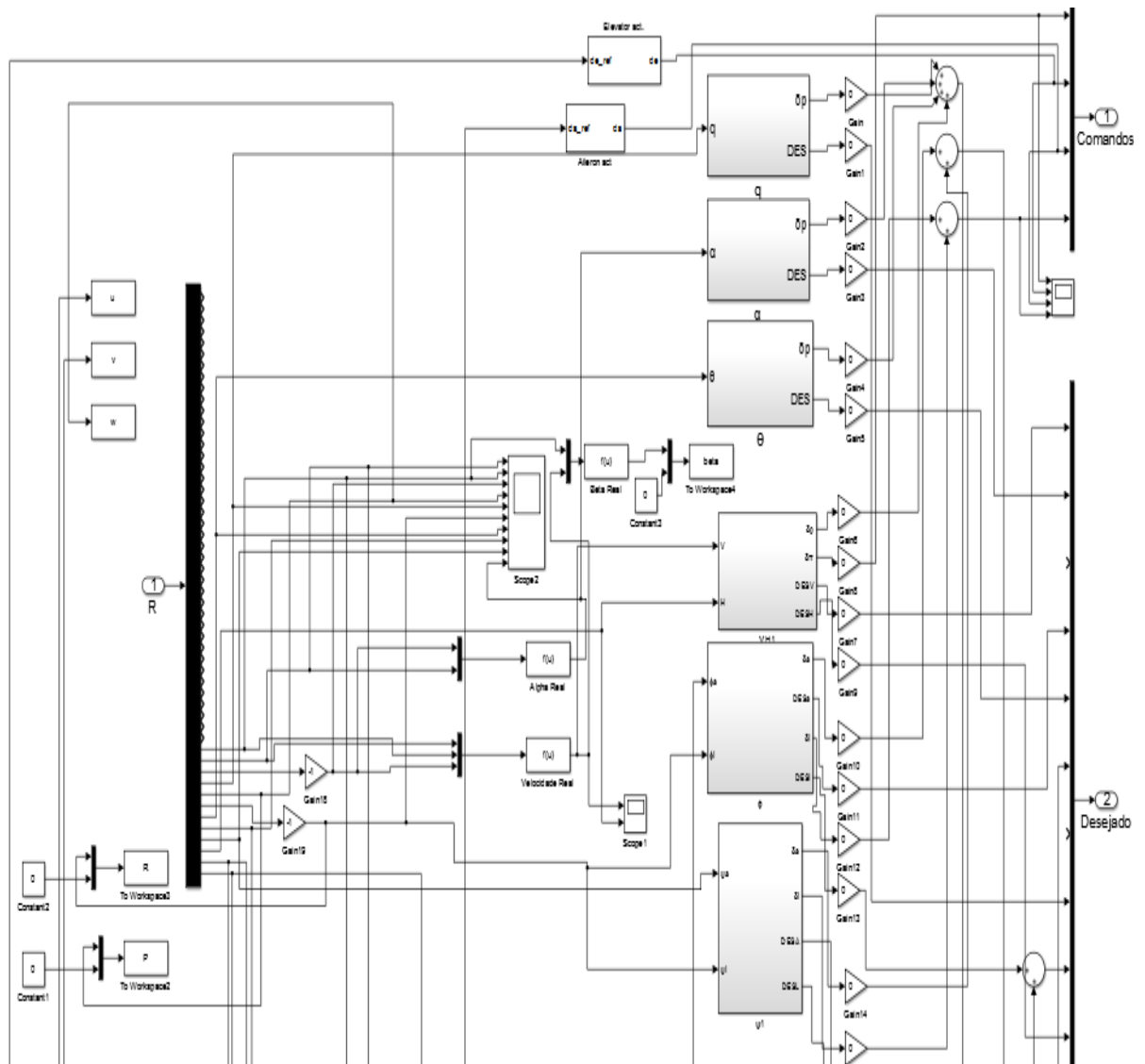


Figura B.2 – Diagrama de blocos do sistema de controle de voo da aeronave flexível.

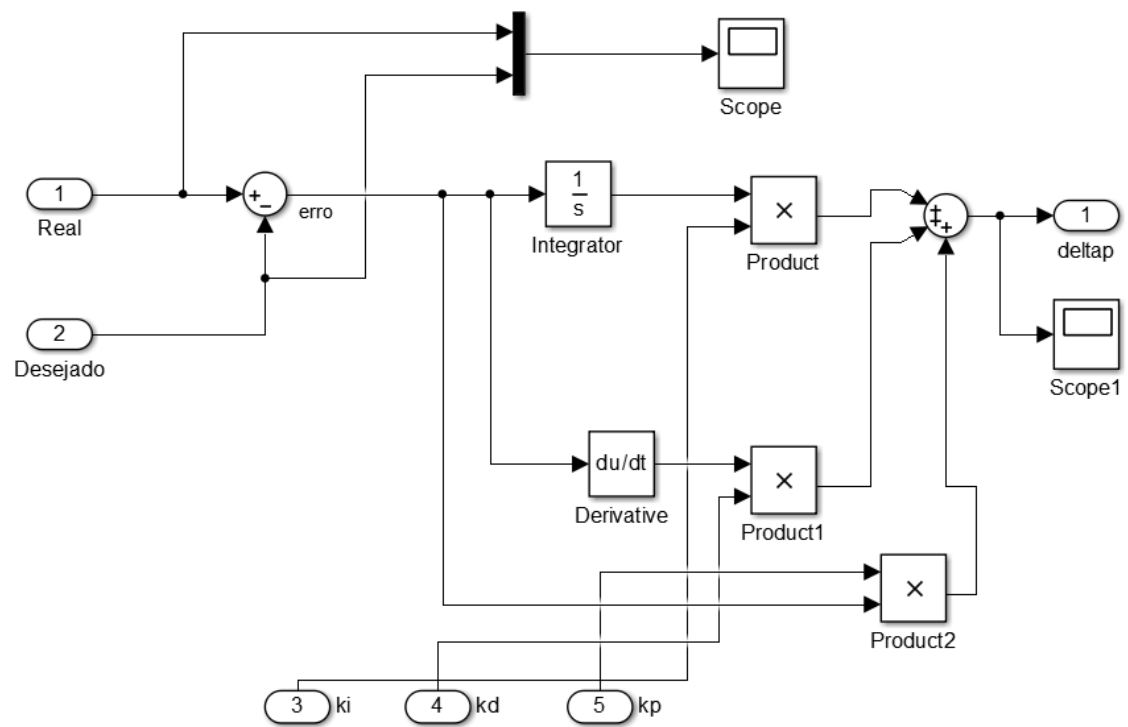


Figura B.3 – Diagrama de blocos do controle PID.

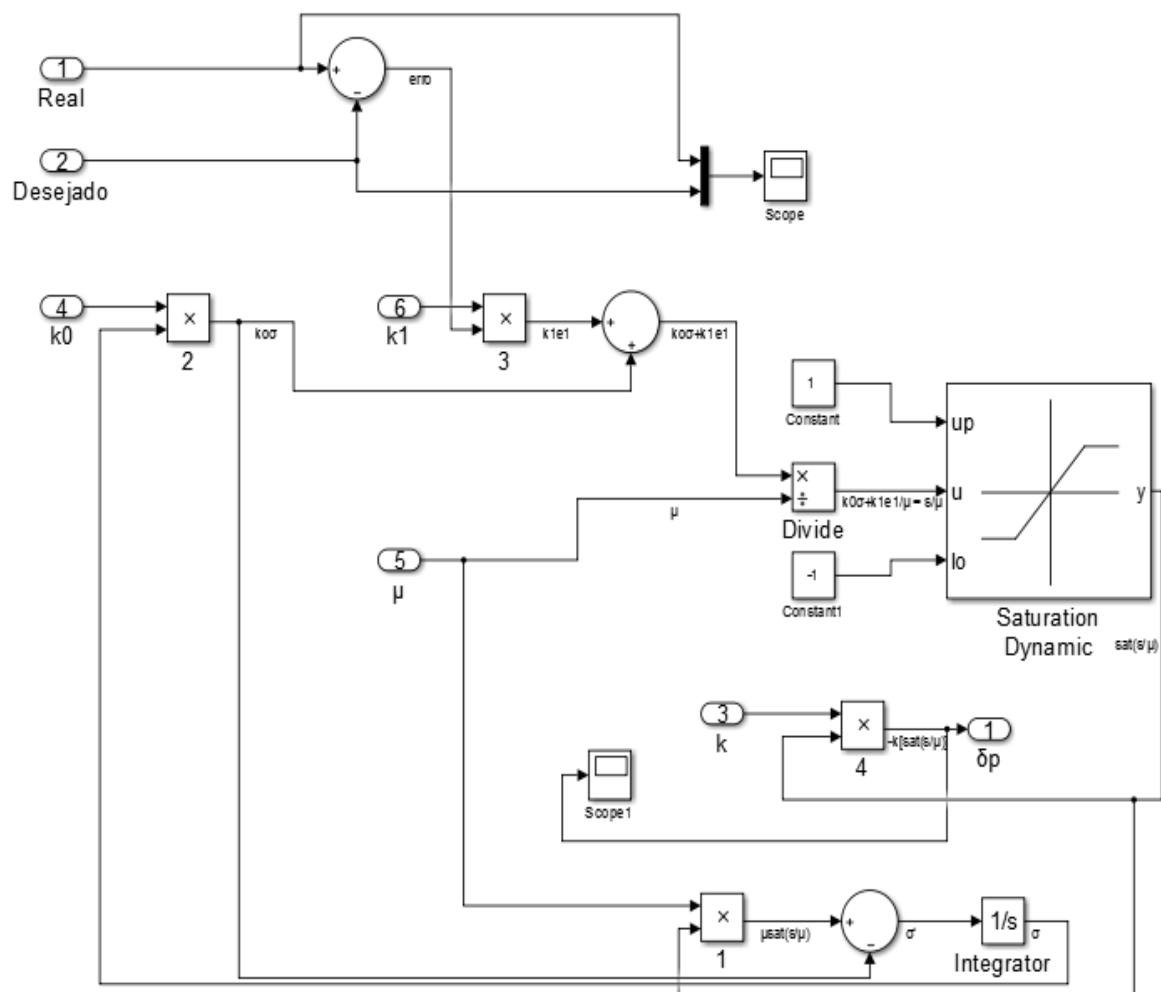
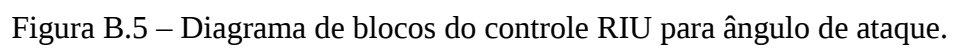


Figura B.4 – Diagrama de blocos do controle RIU para taxa de arfagem.



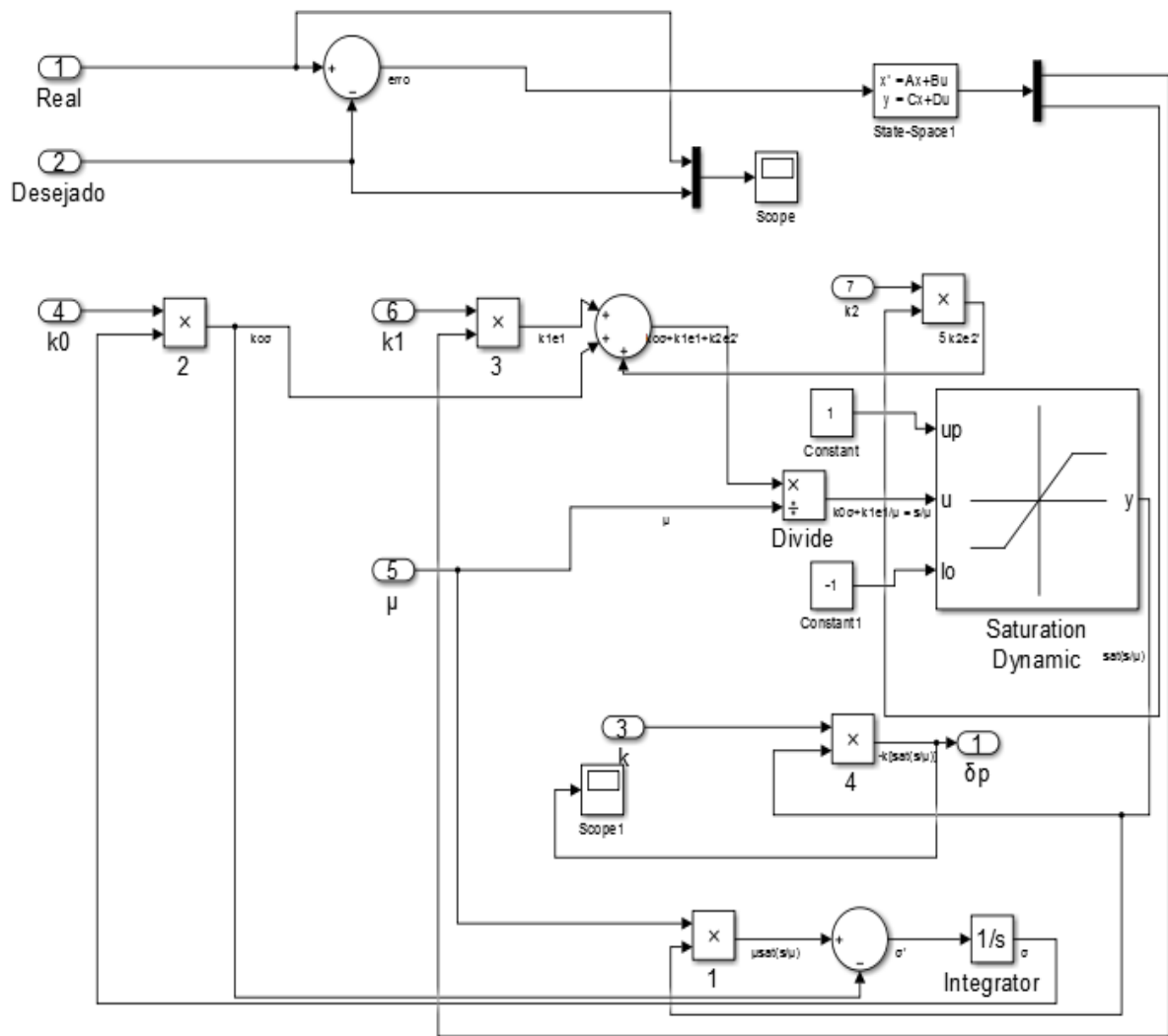


Figura B.6 – Diagrama de blocos do controle RIU para ângulo de atitude.

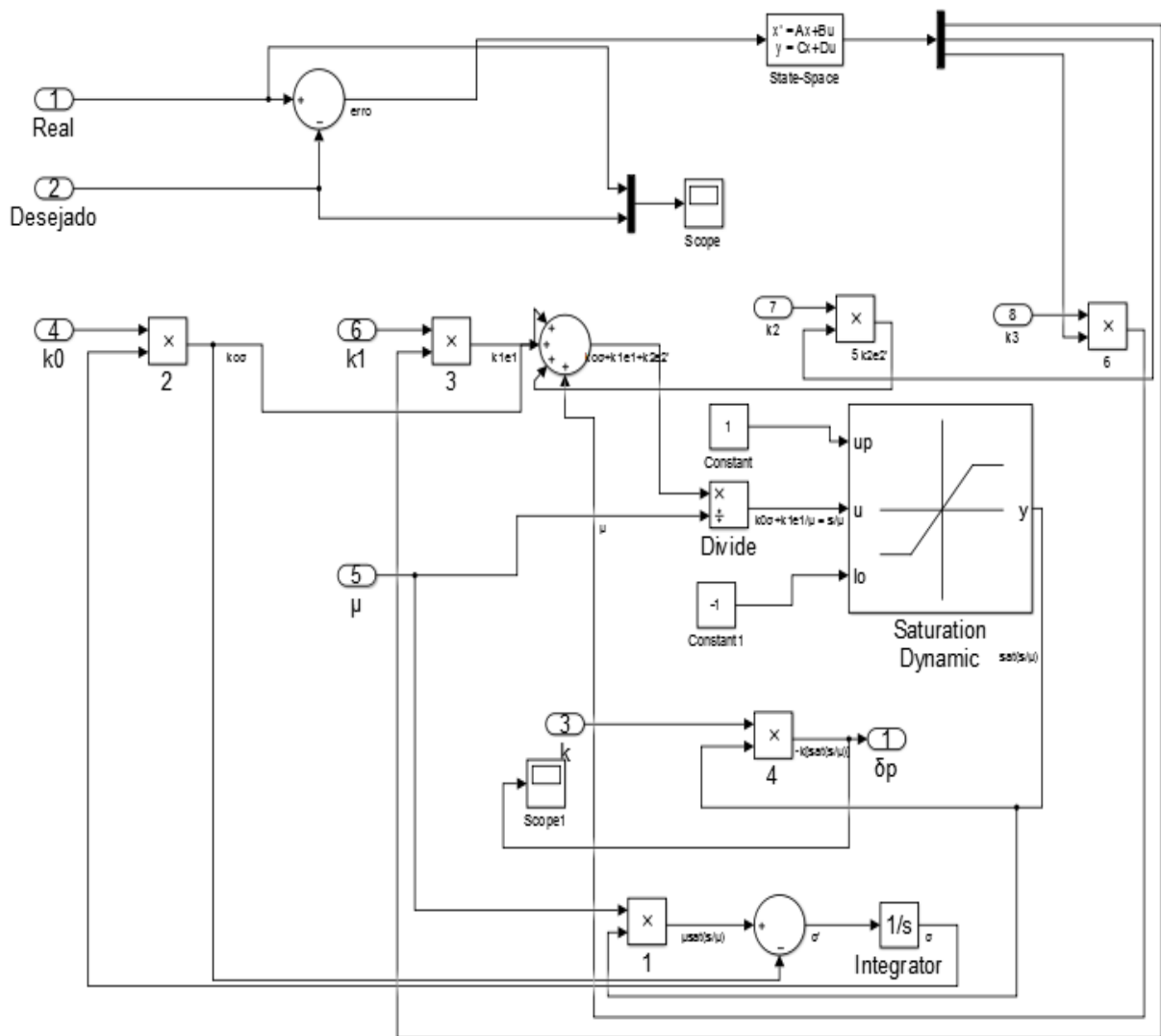


Figura B.7 – Diagrama de blocos do controle RIU para velocidade.

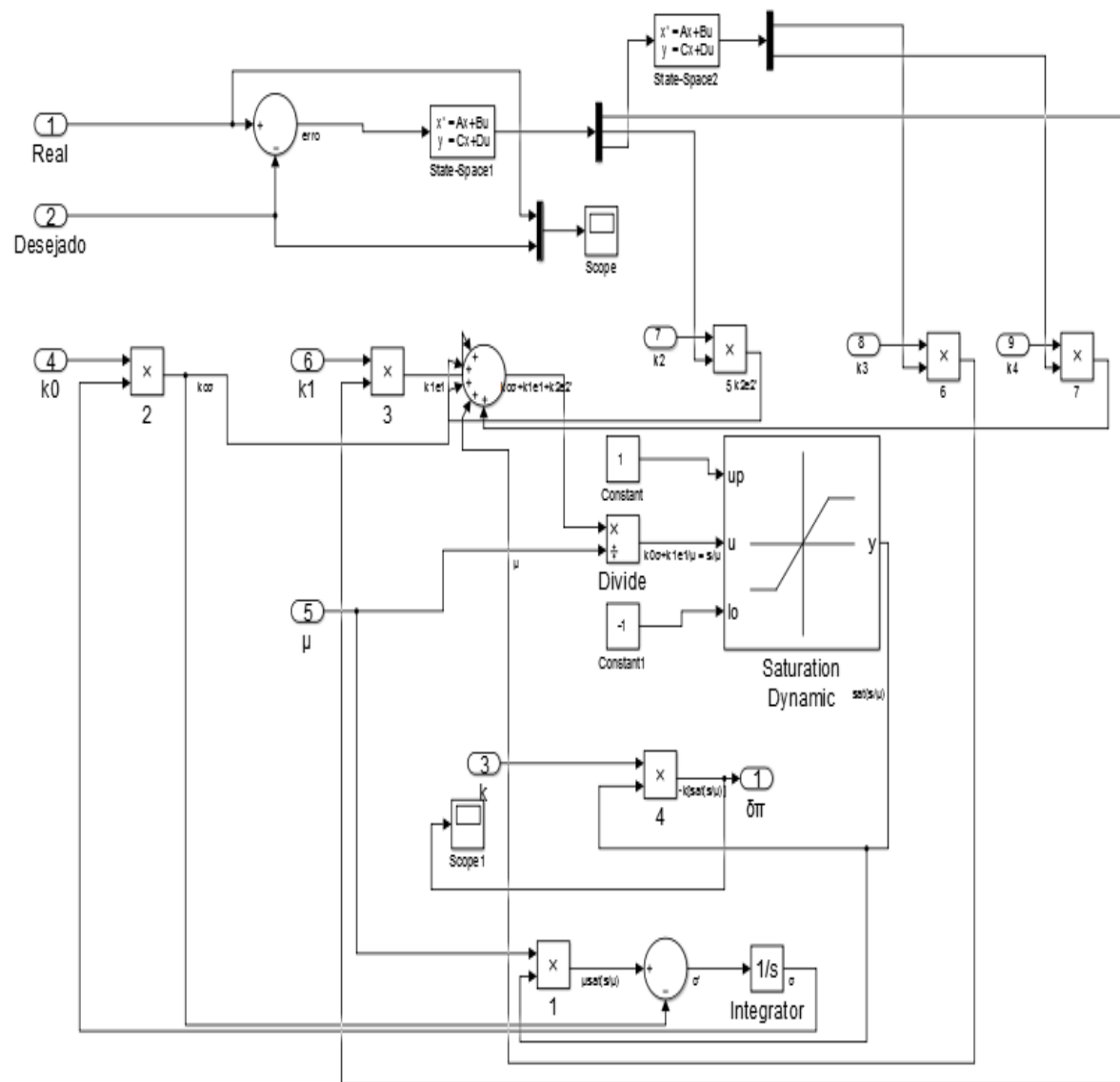


Figura B.8 – Diagrama de blocos do controle RIU para altitude.

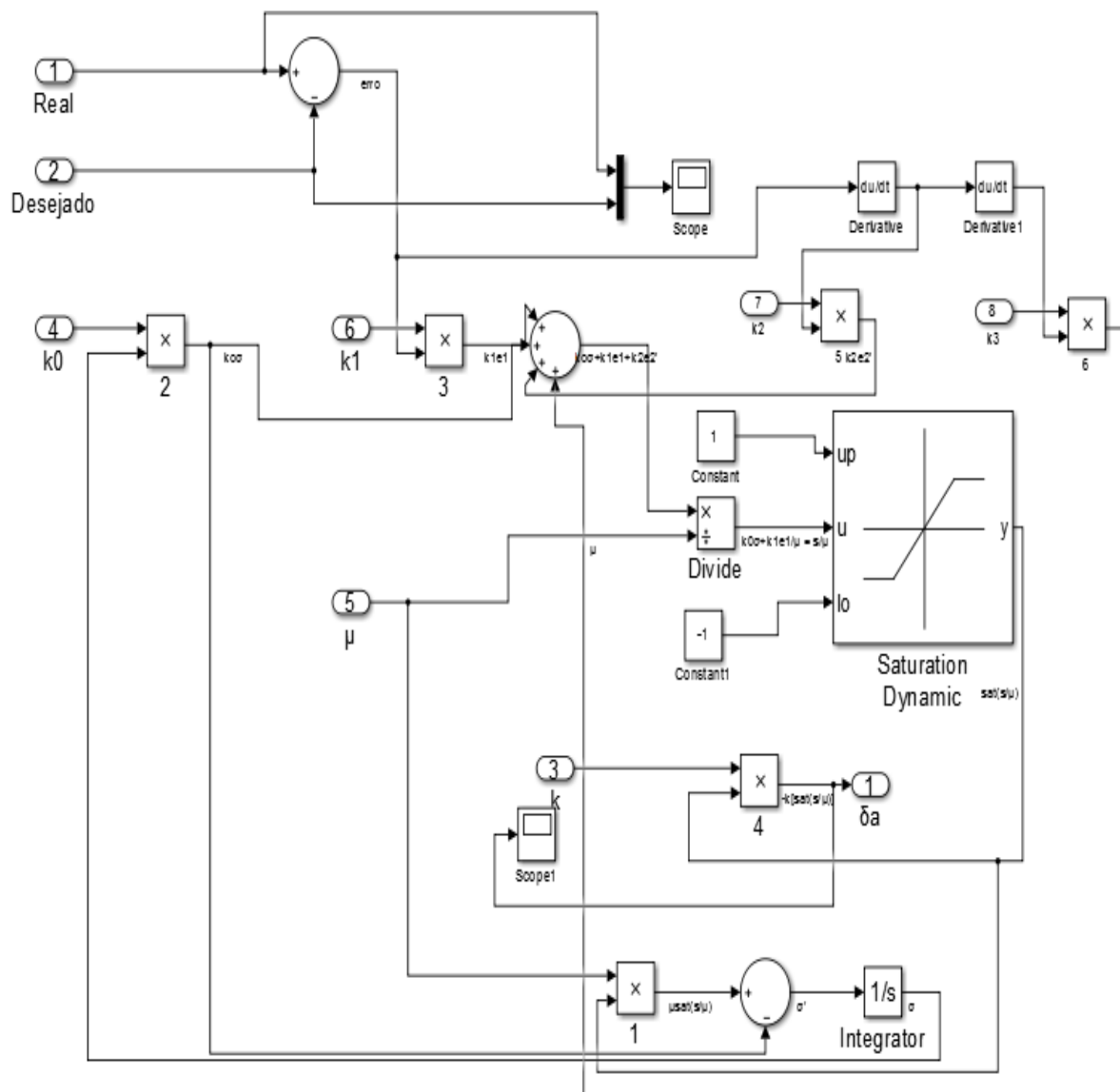


Figura B.10 – Diagrama de blocos do controle RIU para ângulo de proa.

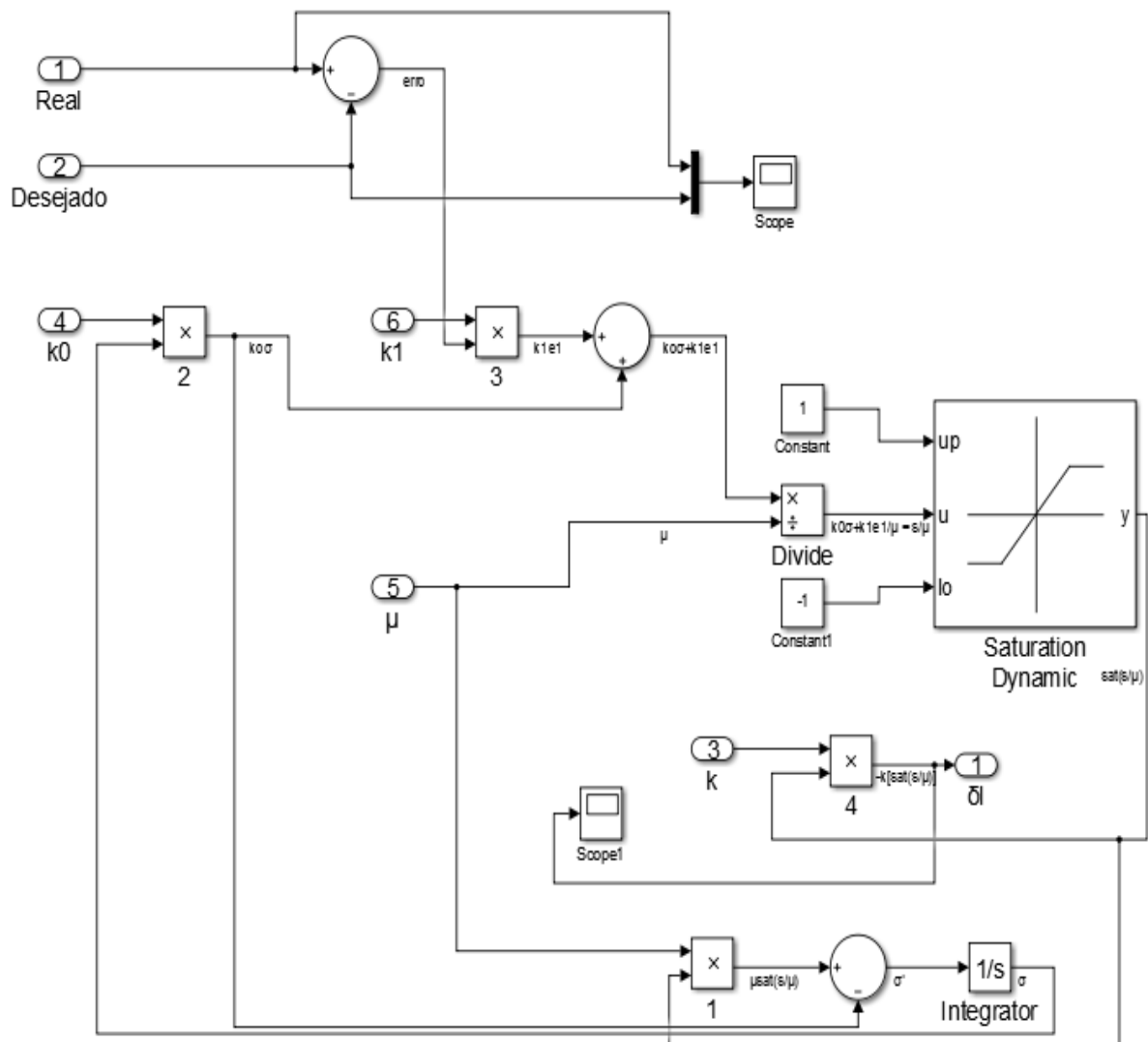


Figura B.11 – Diagrama de blocos do controle RIU para taxa de guinada.

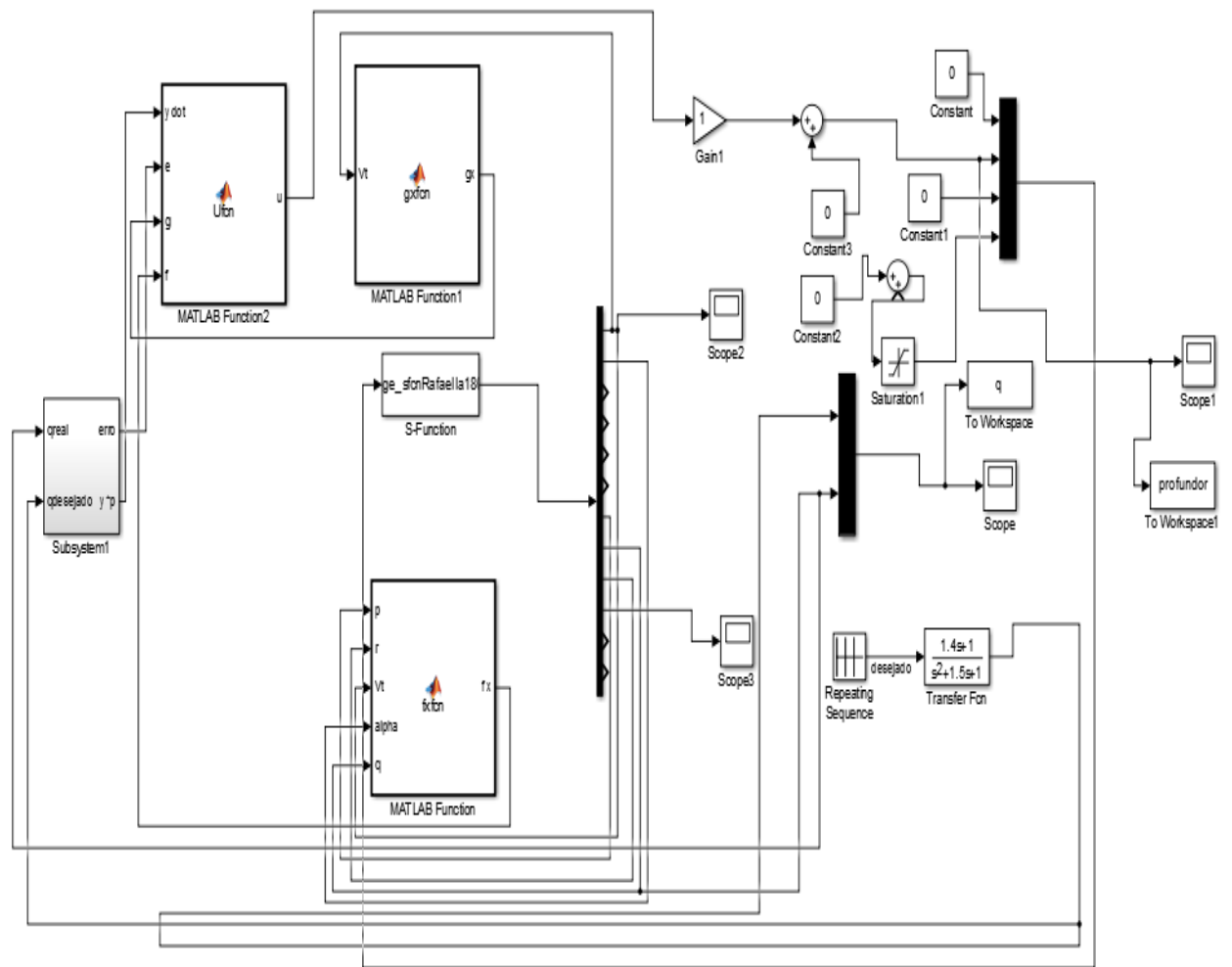


Figura B.12 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para taxa de arfagem.

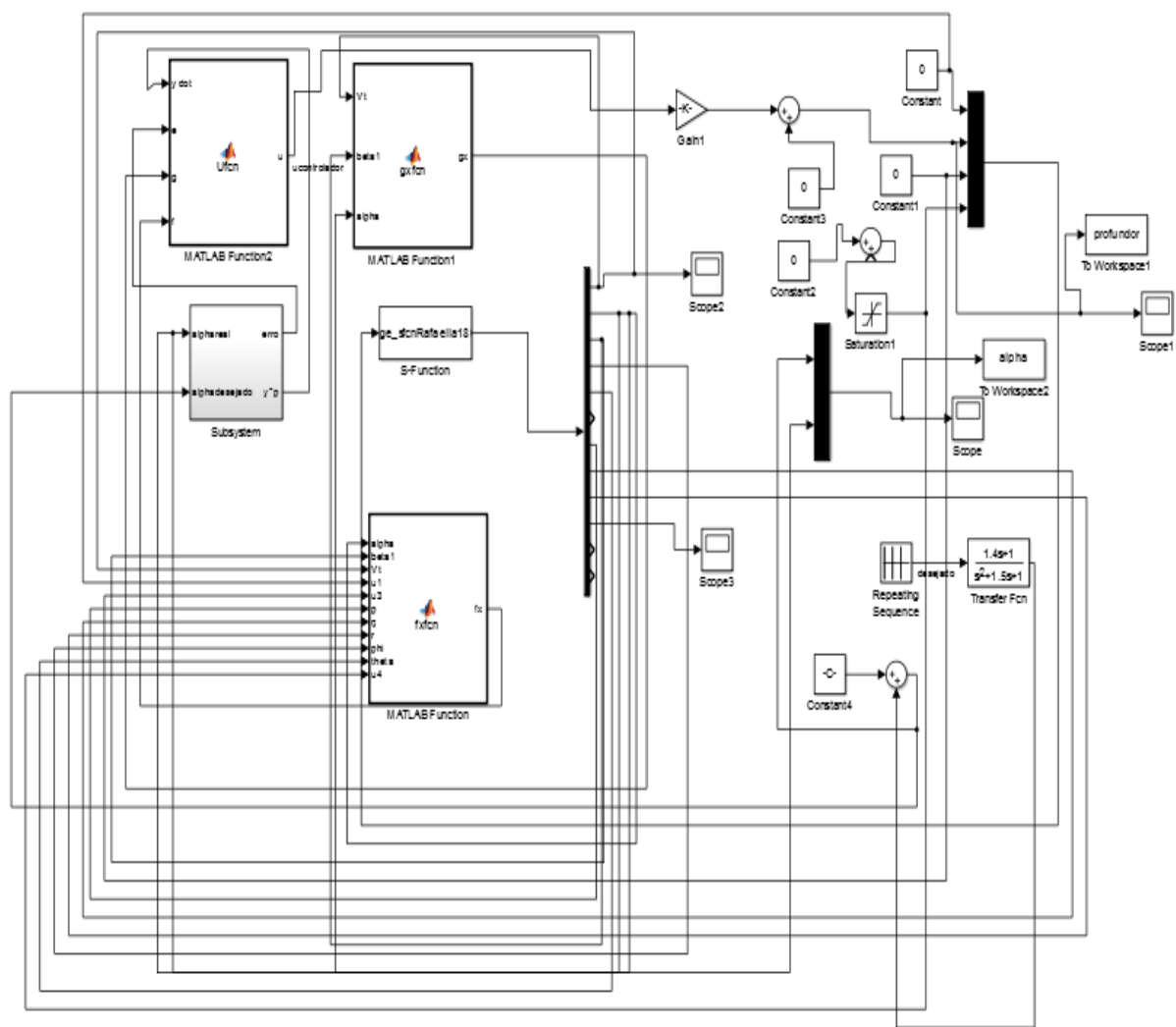


Figura B.13 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para ângulo de ataque.

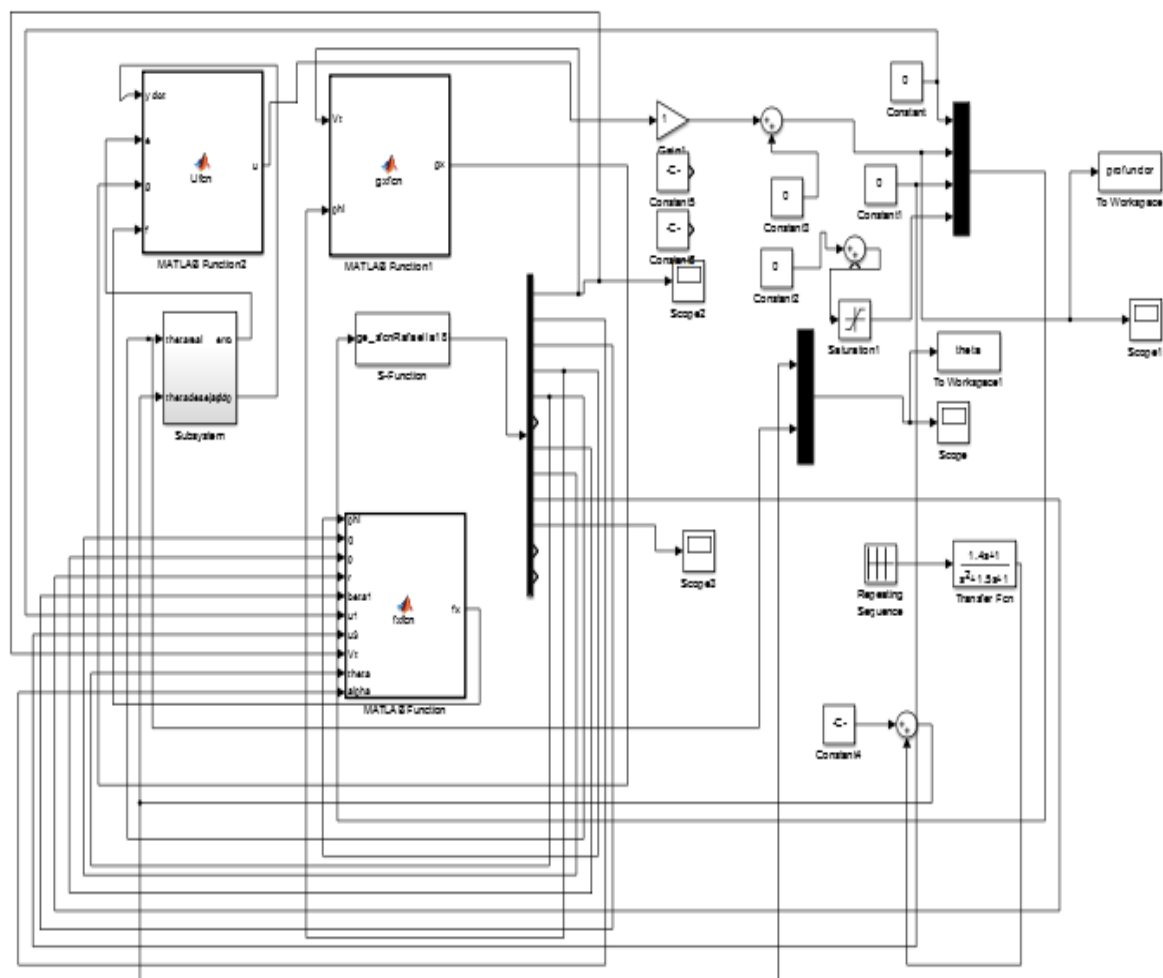


Figura B. 14 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para ângulo de atitude.

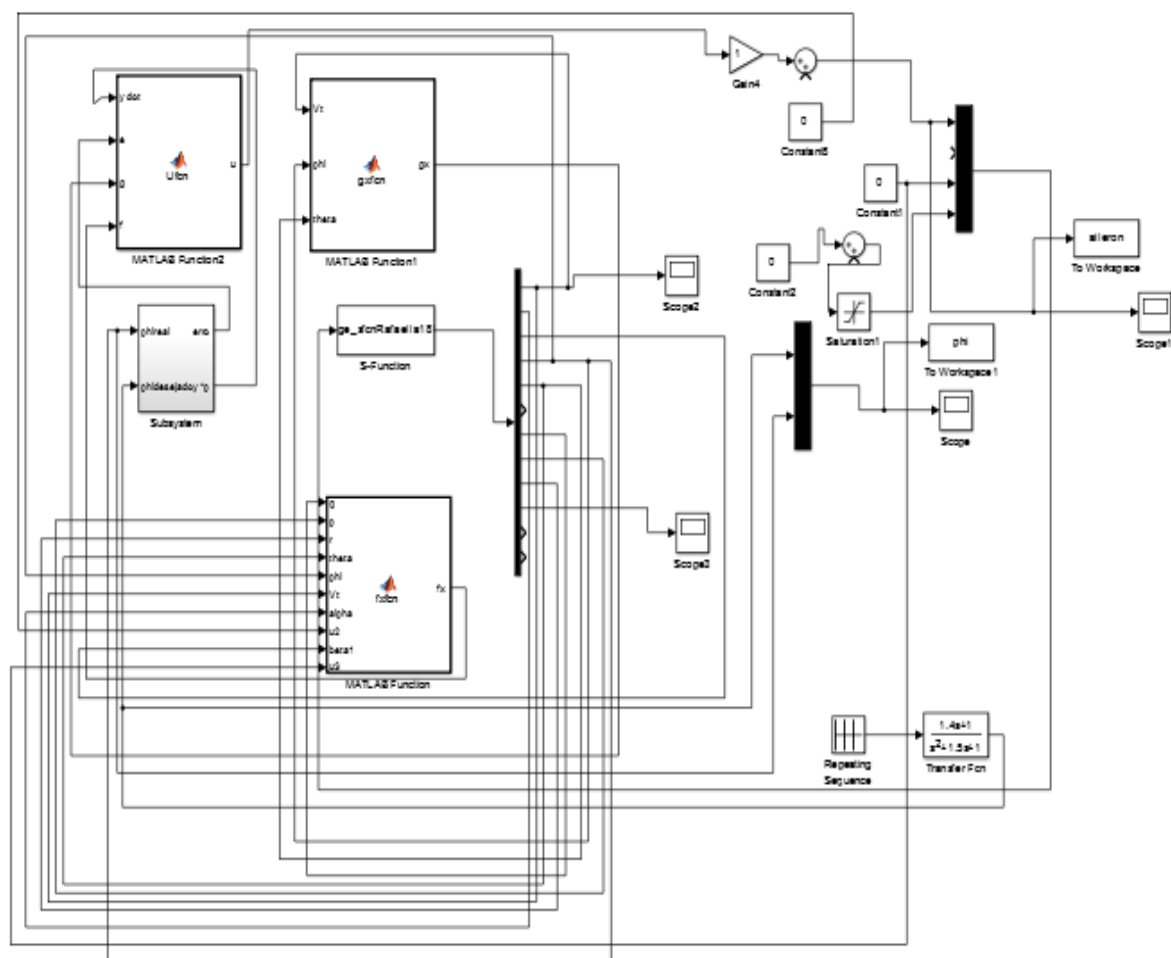


Figura B.15 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para ângulo de rolamento.

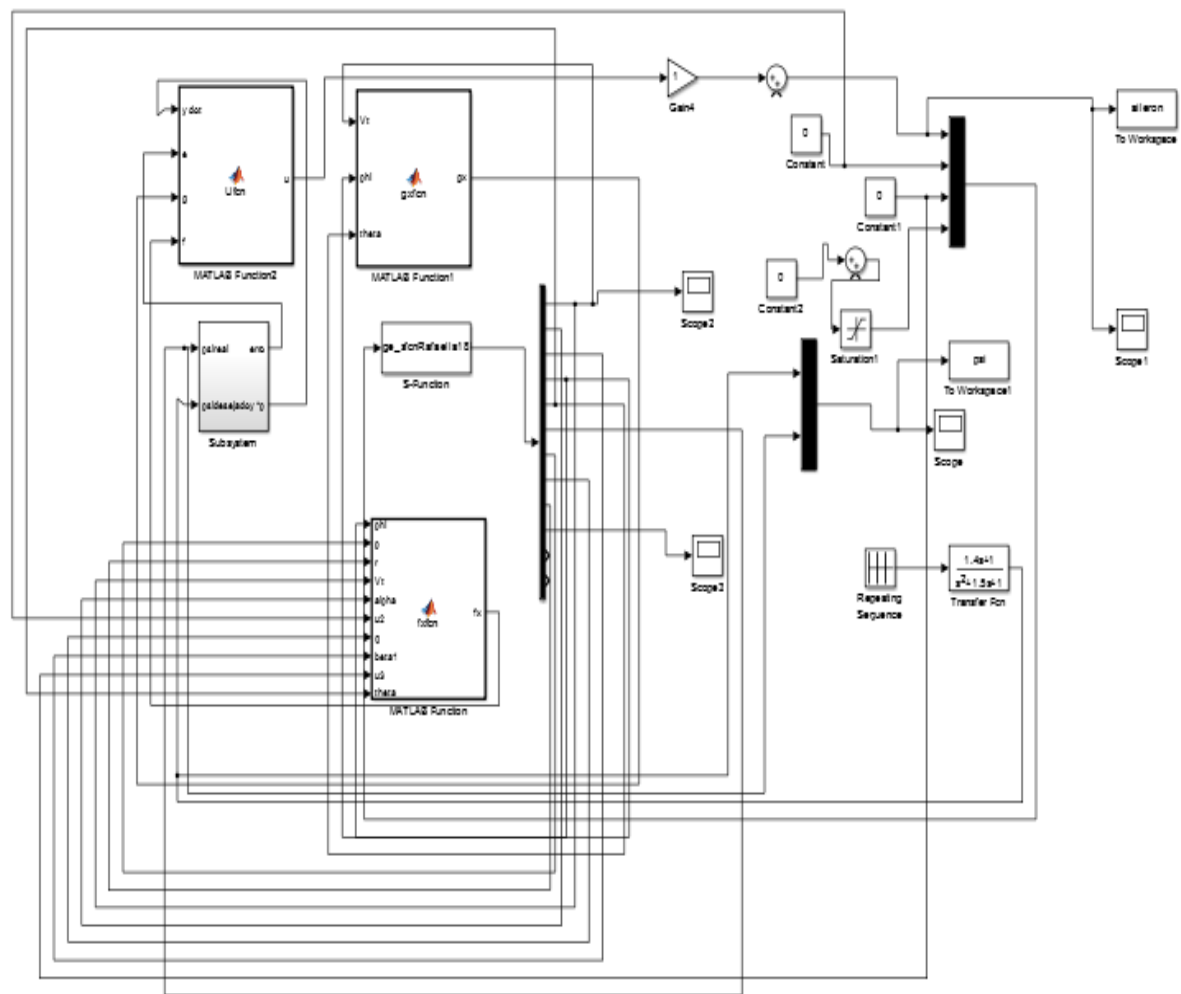


Figura B.16 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para ângulo de proa.

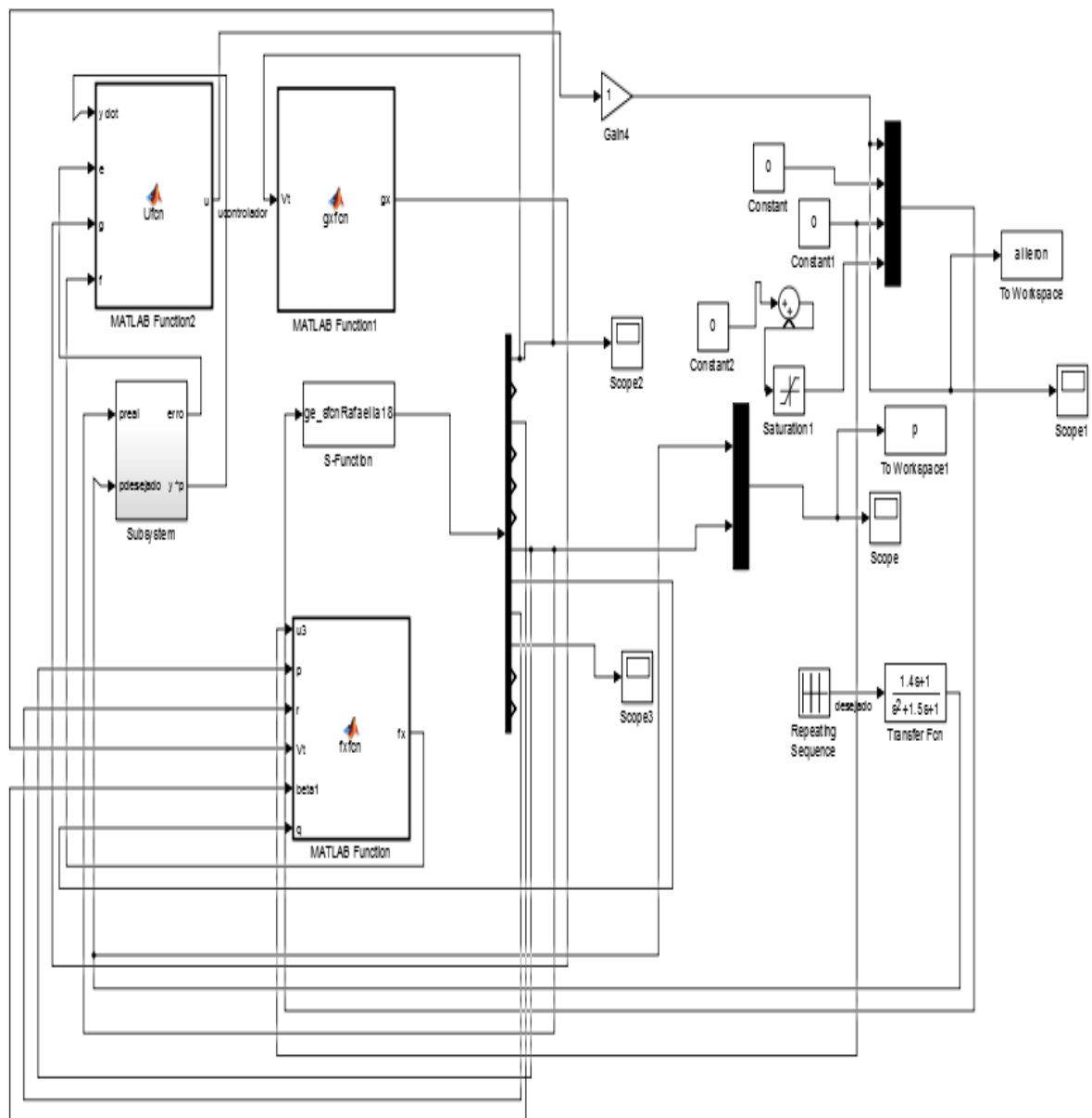


Figura B.18 – Diagrama de blocos do controle inversão dinâmica para a taxa de rolamento.