

**MINISTÉRIO DA DEFESA  
EXÉRCITO BRASILEIRO  
DEPARTAMENTO DE CIÊNCIA E TECNOLOGIA  
INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA  
CURSO DE MESTRADO EM ENGENHARIA ELÉTRICA**

**1º TEN OLINDA DE LIMA FARIAS ALVES**

**PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE UM  
VANT DE ASA FIXA**

**Rio de Janeiro**

**2010**

# **Livros Grátis**

<http://www.livrosgratis.com.br>

Milhares de livros grátis para download.

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA

1º TEN OLINDA DE LIMA FARIAS ALVES

PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE UM  
VANT DE ASA FIXA

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Elétrica do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Ciências em Engenharia Elétrica.

Orientador: Maj Antonio Eduardo Carrilho da Cunha,  
Dr. Eng  
Co-orientador: TC Roberto Ades, Dr. PUC-Rio

Rio de Janeiro  
2010

c2010

INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA  
Praça General Tibúrcio, 80-Praia Vermelha  
Rio de Janeiro-RJ CEP 22290-270

Este exemplar é de propriedade do Instituto Militar de Engenharia, que poderá incluí-lo em base de dados, armazenar em computador, microfilmar ou adotar qualquer forma de arquivamento.

É permitida a menção, reprodução parcial ou integral e a transmissão entre bibliotecas deste trabalho, sem modificação de seu texto, em qualquer meio que esteja ou venha a ser fixado, para pesquisa acadêmica, comentários e citações, desde que sem finalidade comercial e que seja feita a referência bibliográfica completa.

Os conceitos expressos neste trabalho são de responsabilidade do(s) autor(es) e do(s) orientador(es).

A474p Alves, Olinda de Lima Farias

Planejamento e controle de missões de um VANT de Asa Fixa / Olinda de Lima Farias Alves. - Rio de Janeiro : Instituto Militar de Engenharia, 2010.  
113 p.: il.

Dissertação (mestrado) - Instituto Militar de Engenharia- Rio de Janeiro, 2010.

1. Controle de Sistemas Dinâmicos. 2. Modelagem de Aeronave Não-Tripuladas. 3. Planejamento de Missões. I. Título. II. Instituto Militar de Engenharia.

CDD 629.8312

**INSTITUTO MILITAR DE ENGENHARIA**

**1º TEN OLINDA DE LIMA FARIAS ALVES**

**PLANEJAMENTO E CONTROLE DE MISSÕES DE UM VANT DE ASA  
FIXA**

Dissertação de Mestrado apresentada ao Curso de Mestrado em Engenharia Elétrica do Instituto Militar de Engenharia, como requisito parcial para obtenção do título de Mestre em Ciências em Engenharia Elétrica.

Orientador: Maj Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng

Co-orientador: TC Roberto Ades, Dr. PUC-Rio

Aprovada em 16 de Agosto de 2010 pela seguinte Banca Examinadora:

---

Maj Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, Dr. Eng do IME - Presidente

---

TC Roberto Ades, Dr. PUC-Rio da ECEME

---

Prof. Geraldo Magela Pinheiro Gomes, Dr. ENSAE do IME

---

Prof. Luciano Luporini Menegaldo, Dr. Sc. do IME

---

Prof. Leonardo Antônio Borges Tôres, Dr. Eng da UFMG

Rio de Janeiro  
2010

Dedico esta obra ao meu esposo Fabio e a meus pais Izaías e Damiana, minhas eternas fontes de inspiração.

## AGRADECIMENTOS

À DEUS, fundamental força, sem o qual esse trabalho seria impossível.

Ao amigo e orientador, Maj Antonio Eduardo Carrilho da Cunha, exemplo de dedicação, compromisso e notório saber, que sacrificou inúmeras horas de lazer familiar para possibilitar a existência deste trabalho.

Ao professor e co-orientador TC Roberto Ades e ao professor Cel Geraldo Magela Pinheiro pelas efetivas e claras orientações prestadas, ultrapassando os limites de sua área de atuação científica específica, que possibilitou uma abordagem de maior magnitude nesta dissertação.

Ao meu esposo, Fabio Pereira Alves, pela compreensão e apoio durante este período de extrema dedicação e aplicação aos estudos no qual fiquei envolvida.

Ao meu pai, Izaias Cardoso de Farias, e a minha mãe, Maria Damiana de Lima Farias pelos sábios conselhos que me conduziram a este momento.

À minha sogra e segunda mãe, Maria da Conceição Pereira da Silva, e a minha tia, Nilza Pereira da Silva, pelo apoio e incentivo em todos os momentos.

Ao Exército Brasileiro, em especial ao Instituto Militar de Engenharia, por esse investimento tão significativo.

E a todos aqueles que de certa forma me ajudaram na conclusão deste trabalho.

"Tudo o que te vier à mão para fazer, faze-o conforme as tuas forças."

Eclesiástes 9:10

"Quem vence sem riscos, triunfa sem glória."

Augusto Cury.

## SUMÁRIO

|   |           |
|---|-----------|
| LISTA DE ILUSTRAÇÕES .....  | 8         |
| LISTA DE TABELAS .....  | 12        |
| LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS .....                                | 13        |
| <b>1 INTRODUÇÃO .....</b>   | <b>18</b> |
| 1.1 Contexto e Motivação.....   | 18        |
| 1.2 Organização da Dissertação.....                                   | 20        |
| <b>2 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA .....</b>                                 | <b>22</b> |
| 2.1 Veículos Aéreos Não-Tripulados .....                              | 22        |
| 2.2 Missões de VANT .....   | 25        |
| 2.3 Estabilização, Guiamento, Navegação e Geração de Trajetória ..... | 26        |
| 2.4 Sistemas de Coordenadas.....                                      | 27        |
| 2.5 Aeronave Não-Tripulada de Asas Fixas .....                        | 29        |
| 2.5.1 Partes da Aeronave .....  | 29        |
| 2.6 Identificação das Variáveis e Ângulos Utilizados .....            | 30        |
| 2.7 Conclusões do Capítulo .....                                      | 31        |
| <b>3 MODELAGEM MATEMÁTICA DA AERONAVE .....</b>                       | <b>33</b> |
| 3.1 Parâmetros Utilizados .....                                       | 33        |
| 3.2 Modelo Aerodinâmico Não-Linear .....                              | 35        |
| 3.3 Linearização .....  | 39        |
| 3.3.1 Ponto de Equilíbrio.....  | 41        |
| 3.4 Análise do Modo Látero-Direcional .....                           | 42        |
| 3.5 Comparação dos modelos Não-Linear e Linear.....                   | 44        |
| 3.5.1 Atuação no Empuxo .....   | 45        |
| 3.5.2 Atuação no Profundor .....                                      | 47        |
| 3.5.3 Atuação no Aileron .....  | 49        |
| 3.5.4 Atuação no Leme .....   | 51        |
| 3.6 Conclusões .....  | 53        |



|          |  |     |
|----------|--|-----|
| <b>4</b> | <b>PROJETO DA MALHA DE ESTABILIZAÇÃO</b>   | 54  |
| 4.1      | Malha de Estabilização   | 54  |
| 4.2      | Modo de Estabilização  | 56  |
| 4.2.1    | Controlador LQR  | 56  |
| 4.2.2    | Sistema Servo  | 57  |
| 4.2.3    | Especificação do Controlador LQR   | 59  |
| 4.2.4    | Especificação do Observador de Estados   | 63  |
| 4.3      | Comparação dos Modelos Não-Linear e Linear com o Controlador da Malha de Estabilização | 67  |
| <b>5</b> | <b>PROJETO DO GUIAMENTO</b>  | 74  |
| 5.1      | Sistemas de Guiamento  | 74  |
| 5.2      | Malha de Guiamento Utilizada   | 75  |
| 5.3      | Planta para a Malha de Guiamento   | 75  |
| 5.4      | Especificação do Controlador do Guiamento  | 78  |
| 5.5      | Simulação com o Controlador PID no Modelo Não-Linear                                   | 81  |
| <b>6</b> | <b>GERAÇÃO DE TRAJETÓRIA</b>   | 87  |
| 6.1      | Trajetoária Retilínea  | 87  |
| 6.2      | Simulação da Trajetória Retilínea  | 89  |
| 6.3      | Trajetoária Circular   | 94  |
| 6.4      | Simulação da Trajetória Circular   | 95  |
| <b>7</b> | <b>CONTROLE DA MISSÃO</b>  | 99  |
| 7.1      | Simulação de Missões Utilizando Sistemas Híbridos                                      | 99  |
| 7.2      | Simulação de uma Missão  | 102 |
| <b>8</b> | <b>CONCLUSÃO</b>   | 108 |
| 8.1      | Sugestões para Trabalhos Futuros   | 110 |
| <b>9</b> | <b>REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS</b>  | 111 |

## LISTA DE ILUSTRAÇÕES

|          |  |    |
|----------|--|----|
| FIG.2.1  | Causas dominantes de falhas com acidentes de VANTs. ....   | 23 |
| FIG.2.2  | VANT Acauã. ....   | 24 |
| FIG.2.3  | VANT Harpia. ....  | 24 |
| FIG.2.4  | VANT Cessna Skylane 182. ....  | 25 |
| FIG.2.5  | Estabilização, guiamento, navegação e geração de trajetória. ....  | 26 |
| FIG.2.6  | Sistemas de coordenadas $\mathbb{E}, \mathbb{N}, \mathbb{B}$ . ....  | 28 |
| FIG.2.7  | Localização do sistema de coordenadas $\mathbb{B}$ . ....  | 28 |
| FIG.2.8  | As diferentes partes da aeronave. ....   | 29 |
| FIG.2.9  | Ângulos da aeronave. ....  | 31 |
| FIG.2.10 | Entradas da aeronave. ....   | 31 |
|          |  |    |
| FIG.3.1  | Sinais de entrada para o caso 1. ....  | 45 |
| FIG.3.2  | Variáveis do modo longitudinal ( $\eta = 1$ ). ....  | 46 |
| FIG.3.3  | Variáveis do modo lateral ( $\eta = 1$ ). ....   | 46 |
| FIG.3.4  | Sinais de entrada para o caso 2. ....  | 47 |
| FIG.3.5  | Variáveis do modo longitudinal ( $\delta_e = 23^\circ$ ). ....   | 48 |
| FIG.3.6  | Variáveis do modo lateral ( $\delta_e = 23^\circ$ ). ....  | 48 |
| FIG.3.7  | Sinais de entrada para o caso 3. ....  | 49 |
| FIG.3.8  | Variáveis modo látero-direcional ( $\delta_a = 20^\circ$ ). ....   | 50 |
| FIG.3.9  | Variáveis modo longitudinal ( $\delta_a = 20^\circ$ ). ....  | 50 |
| FIG.3.10 | Sinais de entrada para o caso 4. ....  | 51 |
| FIG.3.11 | Variáveis do modo látero-direcional ( $\delta_r = 16^\circ$ ). ....  | 52 |
| FIG.3.12 | Variáveis do modo longitudinal ( $\delta_r = 16^\circ$ ). ....   | 52 |
|          |  |    |
| FIG.4.1  | Malhas de controle. ....   | 54 |
| FIG.4.2  | Malha de estabilização. ....   | 55 |
| FIG.4.3  | Servosistema do tipo I. ....   | 58 |
| FIG.4.4  | Diagrama no <i>Simulink</i> da malha de estabilização linear com controlador LQR com realimentação de estados completa. ....                 | 62 |
| FIG.4.5  | Variáveis do modo látero-direcional do modelo linear com o controlador LQR com realimentação de estados completa ( $\phi_d=50^\circ$ ). .... | 63 |
| FIG.4.6  | Deflexões no aileron e no leme com o controlador LQR ( $\phi_d=50^\circ$ ). ....   | 63 |

|          |  |    |
|----------|--|----|
| FIG.4.7  | Controlador da malha de estabilização (LQR+observador de estados). . . . .   | 64 |
| FIG.4.8  | Diagrama de simulação no <i>Simulink</i> com o controlador LQR associado ao observador de estados. . . . .   | 66 |
| FIG.4.9  | Variáveis do modo látero-direcional com o controlador LQR associado ao observador de estados. . . . .  | 67 |
| FIG.4.10 | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme com o controlador LQR associado ao observador de estados. . . . .  | 67 |
| FIG.4.11 | Diagrama no <i>Simulink</i> da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear. . . . .   | 68 |
| FIG.4.12 | Variáveis do modo látero-direcional oriundas da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear. . . . .  | 69 |
| FIG.4.13 | Deflexões no <i>aileron</i> e no leme oriundas da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear. . . . .  | 69 |
| FIG.4.14 | Coordenadas da aeronave oriundas da malha de estabilização no modelo não-linear. . . . .   | 70 |
| FIG.4.15 | Variáveis do modo látero-direcional da aeronave <i>Cessna</i> oriundas da malha de estabilização para $\phi_d = 50^\circ$ e tempo de simulação de 200 s. . . . .   | 71 |
| FIG.4.16 | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme da aeronave <i>Cessna</i> oriundas da malha de estabilização para $\phi_d = 50^\circ$ e tempo de simulação de 200 s. . . . . | 72 |
| FIG.4.17 | Trajetória e ângulo de guinada da aeronave <i>Cessna</i> oriundas da malha de estabilização para $\phi_d = 50^\circ$ e tempo de simulação de 200 s. . . . .        | 72 |
| FIG.5.1  | Esquema de controle da malha de guiamento. . . . .   | 75 |
| FIG.5.2  | Planta para a malha de guiamento. . . . .  | 76 |
| FIG.5.3  | Resposta de $G_{psi}$ ao degrau unitário. . . . .  | 78 |
| FIG.5.4  | Lugar das raízes da função de transferência com entrada $\phi_d$ e saída $\psi$ . . . . .  | 79 |
| FIG.5.5  | Aproximação do lugar das raízes da função de transferência com entrada $\phi_d$ e saída $\psi$ próximo ao eixo imaginário com pontos de desempenho. . . . .        | 80 |
| FIG.5.6  | Resposta ao degrau de $12,5^\circ$ para $G_\psi(s)$ com $K_p = 4$ . . . . .  | 81 |

|          |   |    |
|----------|---|----|
| FIG.5.7  | Diagrama no <i>Simulink</i> da malha de guiamento do modelo não-linear. ....  | 82 |
| FIG.5.8  | Variáveis do modo látero-direcional da malha de guiamento para $\psi_d = 12,5^\circ$ . ....                           | 82 |
| FIG.5.9  | Deflexões do <i>aileron</i> e leme da malha de guiamento para $\psi_d=12,5^\circ$ . ....                              | 83 |
| FIG.5.10 | Variáveis de orientação e ângulo de guinada para $\psi_d = 12,5^\circ$ . ....   | 83 |
| FIG.5.11 | Variáveis do modo látero-direcional da malha de guiamento para $\psi_d = -270^\circ$ . ....                           | 84 |
| FIG.5.12 | Deflexões do <i>aileron</i> e leme da malha de guiamento para $\psi_d = -270^\circ$ . ....                            | 85 |
| FIG.5.13 | Variáveis de orientação e ângulo de guinada para $\psi_d = -270^\circ$ . ....   | 85 |
| FIG.6.1  | Modelo da trajetória retilínea. ....  | 88 |
| FIG.6.2  | Diagrama no <i>Simulink</i> da trajetória retilínea - modelo não-linear. ....   | 90 |
| FIG.6.3  | Variáveis do modo látero-direcional da trajetória retilínea ( $s= 4000$ m , 4000 m). ....                             | 90 |
| FIG.6.4  | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme na trajetória retilínea ( $s= 4000$ m , 4000 m). ....                           | 91 |
| FIG.6.5  | Ângulo de guinada, variáveis de orientação e trajetória do VANT na trajetória retilínea ( $s= 4000$ m , 4000 m). .... | 91 |
| FIG.6.6  | Variáveis do modo látero-direcional da trajetória retilínea ( $s= -4000$ m , 300 m). ....                             | 92 |
| FIG.6.7  | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme na trajetória retilínea ( $s= -4000$ m , 300 m). ....                           | 93 |
| FIG.6.8  | Ângulo de guinada, variáveis de orientação e trajetória do VANT na trajetória retilínea ( $s= -4000$ m , 300 m). .... | 93 |
| FIG.6.9  | Trajetoária circular. ....  | 94 |
| FIG.6.10 | Variáveis do modo látero-direcional do modelo não-linear na trajetória circular. ....                                 | 96 |
| FIG.6.11 | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme do modelo não-linear na trajetória circular. ....                               | 96 |
| FIG.6.12 | Variáveis de orientação e ângulo de guinada do modelo não-linear na trajetória circular. ....                         | 97 |
| FIG.6.13 | Trajetoária do modelo não-linear na trajetória circular. ....   | 97 |

|         |  |     |
|---------|--|-----|
| FIG.7.1 | Esquema de simulação de uma missão. ....   | 100 |
| FIG.7.2 | Diagrama no <i>Simulink</i> representativo do sistema resultante da missão. ....                     | 103 |
| FIG.7.3 | Etapas da missão e ângulo de derrapagem da missão. ....  | 104 |
| FIG.7.4 | Velocidade angular de rolagem e ângulo de rolagem da missão. ....                                    | 105 |
| FIG.7.5 | Velocidade angular de guinada e ângulo de guinada da missão. ....                                    | 105 |
| FIG.7.6 | Deflexões do <i>aileron</i> e do leme da missão. ....  | 106 |
| FIG.7.7 | Coordenadas $x_n$ e $y_n$ em relação ao sistema de coordenadas de navegação da missão. ....          | 106 |
| FIG.7.8 | Posição 2D do modelo não-linear da aeronave <i>Cessna</i> e trajetória de referência da missão. .... | 107 |

## LISTA DE TABELAS

|         |   |    |
|---------|---|----|
| TAB.3.1 | Parâmetros do <i>Cessna Skylane 182</i> (ROSKAM, 2001). . . . . | 33 |
| TAB.3.2 | Parâmetros de simulação. . . . .                                | 33 |
| TAB.3.3 | Coefficientes aerodinâmicos. . . . .                            | 34 |
| TAB.5.1 | Posições dos pólos de $G_\psi(s)$ . . . . .                     | 77 |
| TAB.5.2 | Posições dos zeros de $G_\psi(s)$ . . . . .                     | 77 |

## LISTA DE ABREVIATURAS E SÍMBOLOS

### ABREVIATURAS

|         |   |   |
|---------|---|---|
| CTA     | - | Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial    |
| CTEx    | - | Centro Tecnológico do Exército              |
| CoG     | - | <i>Center of Gravity</i>                    |
| Ctrb    | - | Controlabilidade                            |
| DE      | - | Divisão de Exército                         |
| EB      | - | Exército Brasileiro                         |
| EQ(s).  | - | Equação(ões)                                |
| FIG(s). | - | Figura(s)                                   |
| FT      | - | Função de Transferência                     |
| GLO     | - | Garantia da Lei e da Ordem                  |
| LOS     | - | <i>Line of Sight</i> (Linha de Visada)      |
| LQG     | - | <i>Linear Quadratic Gaussian</i>            |
| LQR     | - | <i>Linear Quadratic Regulator</i>           |
| MD      | - | Ministério da Defesa                        |
| MIMO    | - | <i>Multiple-Input Multiple-Output</i>       |
| Obsv    | - | Observabilidade                             |
| PHAVer  | - | <i>Polyhedral Hybrid Automaton Verifier</i> |
| PID     | - | Proporcional-Integral-Derivativo            |
| TCS     | - | Teoria de Controle Supervisório             |
| UAV     | - | <i>Unmanned Aerial Vehicle</i>              |
| VANT    | - | Veículos Aéreos Não-Tripulados              |

### SÍMBOLOS

|                 |   |  |
|-----------------|---|--|
| $x_E, y_E, z_E$ | - | sistema de coordenadas fixo na Terra             |
| $x_B, y_B, z_B$ | - | sistema de coordenadas fixo no corpo da aeronave |
| $x_N, y_N, z_N$ | - | sistema de coordenadas de navegação              |
| $V_T$           | - | velocidade da aeronave                           |
| $\delta_a$      | - | deflexão do aileron                              |

|                 |  |
|-----------------|--|
| $\delta_f$      | - deflexão dos flaps   |
| $\delta_r$      | - deflexão do leme   |
| $\delta_e$      | - deflexão do profundor  |
| $\alpha$        | - ângulo de ataque   |
| $\beta$         | - ângulo de derrapagem   |
| $\phi$          | - ângulo de rolagem  |
| $\theta$        | - ângulo de arfagem  |
| $\psi$          | - ângulo de guinada  |
| $\eta$          | - fração do empuxo máximo ( $T/T_M$ )                              |
| m               | - massa da aeronave  |
| b               | - envergadura da aeronave  |
| $\bar{q}$       | - pressão aerodinâmica   |
| $C_D$           | - coeficiente de arrasto ( <i>drag</i> )                           |
| $C_L$           | - coeficiente de sustentação ( <i>lift</i> )                       |
| $C_l$           | - coeficiente de momento de rolagem ( <i>roll</i> )                |
| $C_m$           | - coeficiente de momento de arfagem ( <i>pitch</i> )               |
| $C_n$           | - coeficiente de momento de guinada ( <i>yaw</i> )                 |
| $C_Y$           | - coeficiente de força lateral                                     |
| c               | - corda aerodinâmica média   |
| l               | - comprimento da aeronave  |
| g               | - aceleração da gravidade  |
| $I_x, I_y, I_z$ | - momentos principais de inércia                                   |
| $g_x, g_y, g_z$ | - componentes da força da gravidade nos eixos do corpo da aeronave |
| $M_o$           | - número de Mach   |
| $v_s$           | - velocidade do som  |
| p,q,r           | - velocidades angulares de rolagem, arfagem e guinada              |
| u,v,w           | - componentes da velocidade  |
| L,M,N           | - componentes aerodinâmicos de momento                             |
| S               | - área de referência da aeronave                                   |
| $T_M$           | - empuxo propulsivo máximo   |
| T               | - empuxo propulsivo  |
| x, y, z         | - coordenadas de posição da aeronave                               |
| $\gamma$        | - ângulo de trajetória   |
| $\beta_r$       | - $\beta$ de referência  |
| $\phi_r$        | - $\phi$ de referência   |



|                   |   |   |
|-------------------|---|---|
| $H_{at}$          | - | função de transferência dos atuadores   |
| $K_c$             | - | ganho do controlador  |
| $K_f$             | - | ganho do filtro de Kalman   |
| $P_f$             | - | solução da equação matricial de Ricatti   |
| $Q_c, R_c$        | - | matrizes de ponderação no vetor de estado e no vetor de controle                  |
| $M_p$             | - | máxima ultrapassagem  |
| $t_s$             | - | tempo de acomodação   |
| $Q_f, R_f$        | - | matrizes de covariâncias de ruídos de medidas                                     |
| $I$               | - | matriz identidade   |
| $\hat{x}$         | - | vetor x estimado  |
| $\hat{x}_{k/k-1}$ | - | vetor x predito, estimado no tempo k com base nos valores conhecidos no tempo k-1 |
| $\hat{x}_{k/k}$   | - | vetor x corrente, estimado no tempo k com base nos valores conhecidos no tempo k  |
| dgr               | - | conversão de graus para radianos  |
| $K$               | - | ganho da função de transferência da malha de guiamento                            |
| $K_p$             | - | ganho proporcional  |
| $K_i$             | - | ganho integral  |
| $K_d$             | - | ganho derivativo  |
| $K_{OSC}$         | - | ganho de oscilação do sistema   |
| $\mathbf{a}$      | - | vetor da posição atual da aeronave  |
| $\mathbf{t}$      | - | vetor posição do ponto de passagem destino  |
| $\mathbf{p}$      | - | vetor posição do ponto de passagem  |
| $\mathbb{R}^n$    | - | conjunto dos vetores reais de dimensão n  |
| $K_r$             | - | parâmetro de convergência   |
| $R_r$             | - | raio de curvatura máximo  |
| $f(\cdot)$        | - | função qualquer   |
| $C_n$             | - | controladores contínuos   |

## RESUMO

Este trabalho trata da modelagem e controle de uma aeronave para aplicação ao planejamento de missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANT).

O método utilizado baseia-se em apresentar a modelagem não-linear da aeronave escolhida, linearizá-la, em seguida executar os projetos das malhas de controle (estabilização, guiamento e geração de trajetórias) para o modo lateral-direcional. Na malha de estabilização é utilizado o sistema servo associado ao controlador LQR e o observador de estados; na malha de guiamento, o controlador utilizado é do tipo PID e na malha de geração de trajetórias são utilizados algoritmos de geração de trajetórias retilíneas e circulares.

Por fim são realizadas simulações com o modelo não-linear usando sistemas dinâmicos híbridos para determinadas missões e são analisadas as trajetórias e as variáveis envolvidas. Como trabalhos futuros, estes procedimentos podem ser implementados e validados em simuladores de voo ou em plataformas experimentais.

## ABSTRACT

This work deals with the modeling and control of an aircraft for mission planning of Unmanned Aerial Vehicles (UAV).

The methodology is as following: first, the non-linear model of the chosen aircraft was obtained, and linearized, and then the projects of the control loops (stabilization, guidance and trajectory generation) for the lateral-directional mode were developed. In the stabilization loop the LQG controller is used; in the guidance loop, the controller PID is used and in the track generation loop, algorithms of linear and circular track generation are used.

Finally, complete mission simulations with linear and non-linear models were performed using hybrid dynamical systems and the executability conditions of a mission are analysed. The results of simulations show the efficiency of techniques stated to the modelling and to the control of an fixed wings aircraft.

As future works, these procedures can be implemented and validated in the form of flight simulators or in an experimental platform.

# 1 INTRODUÇÃO

Este capítulo tem a finalidade de contextualizar o problema do planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados, especificar a motivação deste trabalho e explicitar a organização do mesmo.

## 1.1 CONTEXTO E MOTIVAÇÃO

O desenvolvimento da engenharia de controle é baseada na modelagem matemática de sistemas de naturezas diversas e em analisar o seu comportamento dinâmico, usando as técnicas de controle para calcular os parâmetros de um ou mais controladores que façam o sistema evoluir da forma desejada. A modelagem matemática possibilita validar teorias, ao representar a dinâmica observada.

O controle automático apresenta um papel vital no avanço da engenharia e da ciência, além de possuir importância extrema em sistemas de pilotagem de avião, mísseis guiados e veículos espaciais (OGATA, 2003).

Neste cenário, enquadram-se os Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANT), sendo que a cada dia aumenta o interesse nesta tecnologia por governos e empresas. Os VANT têm sido utilizados em locais ermos e onde o ambiente não é adequado ao emprego de seres humanos. São usados também em locais onde podem ser questionados alguns aspectos, como por exemplo, as condições de trabalho, os riscos relacionados, o custo e o tempo gastos em treinamentos.

Uma definição simples de planejamento de missão de VANT é a capacidade de mapear a melhor rota para o alvo com o maior nível de segurança e probabilidade de sucesso. Neste contexto, a premissa deste trabalho é usar um modelo aerodinâmico de aeronave de asas fixas para o planejamento de missões de VANT. As missões são consideradas complexas e compostas por diversas etapas.

Existem diversos trabalhos que empregam os ditos métodos formais em engenharia para o planejamento e controle de missões de VANTs. Especificamente, em SEIBEL ET AL. (1998) e COSTA (2008), a Verificação de Sistemas Híbridos (FREHSE, 2005) é utilizada, enquanto em GARRIDO (2009a) usa-se a Teoria de Controle Supervisório de Sistemas Híbridos (GONZÁLEZ ET AL., 2001).

A proposta deste trabalho é fornecer um modelo de VANT com asas fixas, na forma de

um sistema dinâmico híbrido (GOEBEL ET AL., 2009), com as malhas de estabilização, guiamento e geração de trajetórias projetadas para o planejamento de missões, segundo as abordagens de SEIBEL ET AL. (1998), COSTA (2008) e GARRIDO (2009b). As simulações computacionais foram utilizadas como forma de validação do modelo obtido.

A aeronave não tripulada de asas fixas foi adotada pois a grande maioria dos sistemas desenvolvidos até o presente é baseado em aeronaves de asas fixas (aviões). E também, porque não apenas aplicações militares requerem alta velocidade à frente, grande raio operacional e baixa assinatura acústica, mas também porque aviões podem ser projetados de forma a se comportarem de forma inerentemente estável e são, portanto, comparativamente fáceis de pilotar a partir de uma estação de controle em terra.

O modelo adotado para as simulações foi o da aeronave *Cessna Skylane 182* (aeronave real). Este foi escolhido pelo fato de se encontrar uma plataforma de testes construída no Centro Tecnológico do Exército (CTEx). O modelo matemático desta aeronave Cessna foi encontrado em JENSEN (2005), STEVENS (1992), NELSON (1989), PEREIRA (2001), porém as curvas de coeficientes aerodinâmicos necessários para a modelagem, específicos do *Cessna Skylane 182* foram encontrados em ROSKAM (1979).

Um trabalho similar é o de HEMERLY ET AL. (2006) onde se utiliza a identificação paramétrica para o projeto das malhas de controle, com os objetivos de reduzir o tempo de projeto e melhorar o desempenho do sistema de controle em tarefas críticas. Pode-se citar também NICULESCU (2001), o qual apresenta leis de controle para o modo lateral em manobras sob influência de fraco e forte vento e garantia de estabilidade da aeronave.

BÉLANGER ET AL. (2008) exhibe um algoritmo de guiamento que utiliza modelos de controle preditivo a fim de atender muitas especificações desejadas dos alvos (principalmente estáticos). No entanto, antes dos testes de voo, deve ser feita uma análise qualitativa dos erros do modelo, análise da estabilidade e de robustez para garantir a estabilidade em voo e o tempo de voo entre os pontos alvos para garantir todas as especificações.

Em CAMPOS ET AL. (2007) é utilizado um sistema de guiamento bastante simples, semelhante ao tipicamente utilizado na prática de voo com referências visuais (VFR). Nesse tipo de voo a proa a ser tomada pela aeronave deve ser aquela que aponta diretamente para o próximo ponto alvo de referência. Esta técnica não garante a trajetória da aeronave, somente a garantia de que a aeronave irá sobrevoar o ponto alvo demarcado e por isto pode sofrer alterações na trajetória devido à intensidade do vento.

PAPPAS ET AL. (2004) apresenta um algoritmo de geração de trajetória aplicado

à um modelo híbrido, o qual foi validado em simulações *hardware-in-the-loop* e em experiências reais. Este modelo utiliza abstração na modelagem e poderá ser utilizado em métodos de controle híbrido para resolver problemas envolvendo múltiplos VANT, com formações síncronas ou assíncronas, busca e salvamento coordenadas, integração ar-terra e resposta de emergência rápida.

E por fim, em AMIANTI (2006), são descritas a concepção e a definição da arquitetura de um veículo aéreo não-tripulado de asa fixa comandado por rádio, além dos dados de testes em bancada.

## 1.2 ORGANIZAÇÃO DA DISSERTAÇÃO

Além desta introdução, a dissertação está organizada em mais 8 capítulos:

O Capítulo 2 aborda a formulação do problema, onde são introduzidos os conceitos de VANT, e a utilização destes no Exército Brasileiro (EB), bem como os sistemas de coordenadas usados, as características da aeronave escolhida, conceitos de pilotagem, guiamento, navegação e geração de trajetória e as missões de VANT que permitem entender o desenvolvimento das contribuições desta dissertação.

O Capítulo 3 apresenta a modelagem do sistema. Inicialmente é feita uma abordagem sobre forças e momentos aerodinâmicos utilizados. Em seguida, é apresentado o modelo não linear da aeronave e a linearização utilizada, que possibilitaram a aplicação das técnicas de controle para o projeto dos controladores. Por fim, são feitos alguns estudos de casos, onde é realizada a comparação do modelo não-linear com o modelo linearizado, entre outras comparações.

No Capítulo 4 é introduzido o projeto da malha de estabilização, com a apresentação do modo de estabilização, e a aplicação da metodologia LQG, usada para sintetizar o controlador usado nesta malha. Também, por fim, são realizados estudos de casos comparativos entre os modelos.

No Capítulo 5 é realizada uma introdução sobre os métodos de guiamento. Em seguida, é apresentada a malha de guiamento, que engloba o projeto do controlador da malha de guiamento (PID). No final deste capítulo são realizados estudos de casos com as simulações do controlador PID.

No capítulo 6 é feita a apresentação da malha de geração de trajetória, que é um módulo capaz de comparar os dados produzidos pelo sistema de navegação com os dados gerados pela aeronave em cada instante, gerando os sinais de erro correspondentes, transformando-os em comando de direção desejados. No final deste capítulo também são

realizadas simulações comparativas em trajetórias linear e circular com os dois modelos.

No Capítulo 7 é apresentado o controle da missão, onde é realizada uma simulação com o sistema híbrido completo, a fim de se verificar o comportamento do sistema híbrido diante de determinadas trajetórias.

O Capítulo 8 traz as conclusões a respeito dos resultados alcançados ao longo deste trabalho e aponta algumas perspectivas futuras.

## 2 FORMULAÇÃO DO PROBLEMA

Este capítulo tem por finalidade apresentar os Veículos Aéreos Não-Tripulados (VANT) no ambiente civil e militar, explicitar alguns projetos desenvolvidos no Exército Brasileiro (EB) e também apresentar os principais conceitos relacionados ao planejamento e controle de missões de VANT, os quais serão utilizados no decorrer deste trabalho.

### 2.1 VEÍCULOS AÉREOS NÃO-TRIPULADOS

A denominação Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) é dada a toda aeronave que possa ser remotamente pilotada ou que tenha a capacidade de executar voos autônomos com trajetórias previamente programadas (PEREIRA, 2008).

Um veículo não-tripulado não implica que ele seja autônomo, nem vice-versa. Assim, ambas essas características são desejáveis, o que justifica especial esforço no sentido de tornar certos veículos não-tripulados e autônomos. No Brasil, alguns grupos de pesquisa têm sido desafiados a desenvolverem esses tipos de veículos aéreos (CAMPOS ET AL., 2007).

Os principais empregos dos VANT ocorrem tanto nas áreas civis como militares. Conforme em CASTRO ET AL. (2008), em missões do tipo vigilância de fronteiras, reconhecimento, busca de alvos, alvo aéreo, guerra eletrônica, na segurança pública, na inspeção de estradas, linhas de transmissão, oleodutos e gasodutos, monitoramento ambiental e agrícola, aerolevanteamento, transporte de carga, no estabelecimento de enlaces de comunicação e na cobertura de eventos televisivos.

De acordo com um levantamento recente das forças armadas norte-americanas, as causas dominantes para falhas e acidentes com sistemas de VANT estão relacionadas conforme a FIG. 2.1. O esgotamento de combustível durante uma missão também é uma causa bastante comum de acidentes envolvendo VANT (CHEMLA, 2003).



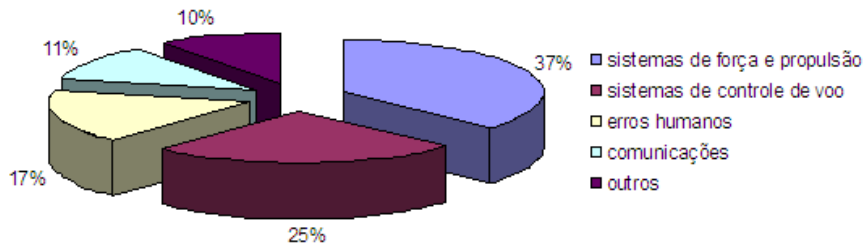


FIG. 2.1: Causas dominantes de falhas com acidentes de VANTs.

Um dos requisitos fundamentais de um VANT é a sua independência de controle externo, ou seja, ter autonomia suficiente para se deslocar em segurança e reagir adequadamente frente às situações imprevistas. Conseguir esta autonomia envolve, diretamente, a capacidade de obter informações relevantes da vizinhança e, a partir dessas, tomar as decisões que conduzam o VANT à correta execução de sua tarefa. Em contrapartida, limitações quanto à carga que transporta, combustível e custo, levam os projetistas, muitas vezes, a prescindirem de sensores ou equipamentos, e a utilizar algoritmos mais simples ou limitar o raio de ação. Estas limitações reduzem a eficiência, a segurança do equipamento e até mesmo sua autonomia.

Atualmente, os sistemas digitais com *hardware* e *software* estão sendo amplamente usados em aplicações onde falhas são inaceitáveis, como a operação de um sistema de VANT, o controle de tráfego aéreo, os instrumentos médicos e a operação de uma fábrica, entre outras. Visando impedir acidentes ou até mesmo incidentes, são incorporados os ditos *Métodos Formais de Engenharia* ao projeto de sistemas complexos, com o objetivo de aumentar os requisitos de confiabilidade e segurança. Dentre os métodos formais destacam-se a Verificação de Modelos (*Model Checking*) e a Teoria de Controle Supervisorio (TCS).

No Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial (CTA), a partir da década de 80, foram realizados os primeiros estudos sobre aeronaves não tripuladas, inclusive com a construção de um protótipo de VANT, denominado *Acauã*. Esta aeronave tinha por objetivo servir de plataforma de ensaios para o desenvolvimento de um futuro alvo aéreo manobrável de alto desempenho para os testes do míssil ar-ar Piranha. Para tanto, foram realizados diversos ensaios em voo, mas o projeto foi desativado em 1991 por falta de recursos financeiros (PEREIRA, 2008). A FIG. 2.2 (PEREIRA, 2001) ilustra uma

fotografia desta aeronave.



FIG. 2.2: VANT Acauã.

O projeto VANT/MD, que teve início em janeiro de 2005, possibilitou uma série de desdobramentos para as Forças Armadas. Como exemplo disso, podem ser citados o alvo aéreo manobrável de alto desempenho, o míssil tipo cruzeiro para a Força Aérea, o VANT de reconhecimento tático para o Exército e o alvo aéreo manobrável de baixo custo para a Marinha do Brasil (*Harpia*) (PEREIRA, 2008). A FIG. 2.3 ilustra uma fotografia do VANT Harpia (PEREIRA, 2008).



FIG. 2.3: VANT Harpia.

A partir de 2006, paralelamente ao Projeto VANT/MD, vislumbrou-se no Exército Brasileiro, a criação de três projetos: VT15, VT30 e VT70. O sistema de VANT *VT15*, encontra emprego em operações de Garantia da Lei e da Ordem (GLO), operações psicológicas, reconhecimento tático e vigilância do terreno a uma distância de até 15 km, e foi desenvolvido para que atendesse principalmente as necessidades do escalão batalhão. Este VANT é portátil pelo homem, lançado à mão ou por meio de pequenas catapultas (PEREIRA, 2008).

O sistema de VANT com alcance de até 30 km, o *VT30*, é bastante similar ao de menor alcance. Diferencia-se pelo tamanho da aeronave, pelo enlace de comunicações, pela adição de uma catapulta para lançamento e pelo sensor de missão com visão noturna. Ele foi desenvolvido para que atendesse principalmente ao escalão de brigada (PEREIRA, 2008).

Já no sistema *VT70*, a intenção era atender às necessidades de uma Divisão de Exército (DE) nas operações psicológicas, de inteligência, e de reconhecimento tático à uma distância de até 70 km. Como exemplo de missões tem-se a localização de alvos dentro do seu alcance, avaliação de danos e vigilância do terreno correspondente a área de atuação de uma DE (em torno de 70 km de profundidade por 25 km de frente) (PEREIRA, 2008).

No Centro Tecnológico do Exército (CTEx) foi realizado em 2008 um projeto de um VANT de asas fixas: a aeronave *Cessna Skylane 182*, em escala reduzida. Este VANT pode ser usado como plataforma experimental para testes em voo. Projeto este, intitulado "Planejamento de trajetórias e simulação de voo autônomo de aeronave em escala reduzida" (PEREIRA, 2007). A FIG. 2.4 ilustra este tipo de aeronave (JENSEN, 2005).



FIG. 2.4: VANT Cessna Skylane 182.

## 2.2 MISSÕES DE VANT

O termo *missão* é usado para descrever as operações da aeronave em uma certa região durante um período restrito de tempo, visando cumprir um objetivo específico, o *objetivo da missão* (SEIBEL, 2000). Fazem parte também da missão, os *requisitos de segurança* e os *contextos operacionais*, compostos pelas *condições internas* de execução,

que dependem da aeronave escolhida e pelas *condições externas* de execução, que dizem respeito ao local e ao momento em que a missão será executada.

Em relação aos *objetivos da missão* podem ser citados como exemplos a inspeção de um trecho de rodovia e o monitoramento de uma região de fronteira.

As *condições internas* precisam ser consideradas para o planejamento da missão, e estão relacionadas com as características de cada aeronave. As velocidades em que pode ser operada, o consumo de combustível em cada velocidade, a capacidade de combustível armazenado a bordo, bem como o consumo e a capacidade das fontes de energia elétrica para os equipamentos embarcados são parâmetros relacionados às condições internas (SEIBEL, 2000).

Já as *condições externas* compreendem, tipicamente, a temporização da missão, as condições meteorológicas, de relevo e as zonas de exclusão (SEIBEL, 2000). A influência dos fatores climáticos como o vento e a chuva devem ser considerados no planejamento. No caso do vento, por exemplo, modela-se sua intensidade, como constante ou em rajadas.

O *plano de voo* corresponde à sequência de manobras executada pela aeronave durante a missão. Este é constituído por diversas etapas e cada uma delas pode ser especificada de duas maneiras distintas, como abordado em SEIBEL (2000).

## 2.3 ESTABILIZAÇÃO, GUIAMENTO, NAVEGAÇÃO E GERAÇÃO DE TRAJETÓRIA

Na FIG. 2.5 são introduzidos os conceitos de estabilização, guiamento, navegação e geração de trajetória.

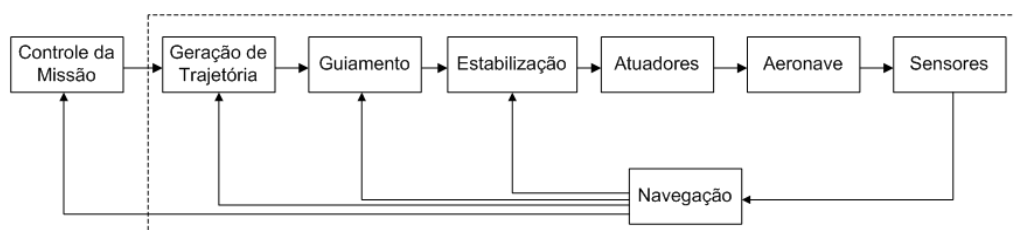


FIG. 2.5: Estabilização, guiamento, navegação e geração de trajetória.

O termo *navegação* equivale ao conjunto de algoritmos capaz de fornecer a posição, a altitude e as velocidades lineares e angulares da aeronave com respeito a um sistema de coordenadas de referência (LIN, 1991). A *navegação* é responsável por fornecer as variáveis (ângulos, posição e velocidades da aeronave) provenientes dos *sensores* para os

blocos *guiamento*, *estabilização* e *geração de trajetória*. Estas variáveis são obtidas com um pequeno atraso (*delay*), porém são coerentes, em virtude do atraso real existente na aeronave na obtenção das variáveis pelos sensores.

O *guiamento* refere-se à técnica de controle da posição do centro de massa da aeronave, e a *estabilização* está relacionada à técnica de controle da atitude da aeronave em torno do seu centro de massa (FILHO, 1998).

A *geração de trajetória* tem a função de processar os dados produzidos pelo sistema de navegação e compará-los com os dados da aeronave, gerando os sinais de erros correspondentes e transformando-os em comandos desejados de direção.

O bloco *Controle da Missão* tem a finalidade de formar um sistema híbrido, com a formação de todos os blocos anteriores e executar simulações de trajetórias, com os modelos não-linear e linearizado.

## 2.4 SISTEMAS DE COORDENADAS

São utilizados vários sistemas de coordenadas para descrever a posição de uma aeronave e dos objetos do universo de operações de uma missão (JENSEN, 2005). Os principais sistemas são listados abaixo:

O *sistema de coordenadas fixo na Terra* ( $\mathbb{E}$ ) tem como origem o centro da Terra. O eixo  $z_{\mathbb{E}}$  corresponde à direção norte. O eixo  $x_{\mathbb{E}}$  aponta para a interseção do meridiano de *Greenwich* com o plano equatorial. O eixo  $y_{\mathbb{E}}$  é perpendicular aos anteriores, de acordo com a FIG. 2.6.

O *sistema de coordenadas fixo no corpo da aeronave* ( $\mathbb{B}$ ) é fixado na aeronave com origem no Centro de Gravidade (CoG). O eixo  $x_{\mathbb{B}}$  parte do centro da aeronave em direção a seu bico, positivo na direção de movimento para frente. O eixo  $y_{\mathbb{B}}$  é perpendicular a  $x_{\mathbb{B}}$  e alinhado com a asa e positivo na direção da ponta da asa direita. O eixo  $z_{\mathbb{B}}$  aponta para baixo e é perpendicular aos eixos anteriores. A FIG. 2.7 ilustra a localização do sistema de coordenadas  $\mathbb{B}$  numa aeronave.

O *sistema de coordenadas de navegação* ( $\mathbb{N}$ ) é usado para descrever a posição da aeronave com relação ao ponto inicial do voo. Trata-se de um sistema de coordenadas cartesianas que utiliza distâncias lineares em relação a um ponto de referência para especificar a posição de um ponto de interesse (SEIBEL, 2000). Todos estes sistemas de coordenadas podem ser visualizados na FIG. 2.6 (JENSEN, 2005). Nesta figura,  $V_T$  significa a velocidade da aeronave em relação ao sistema de coordenadas de navegação  $\mathbb{N}$ .

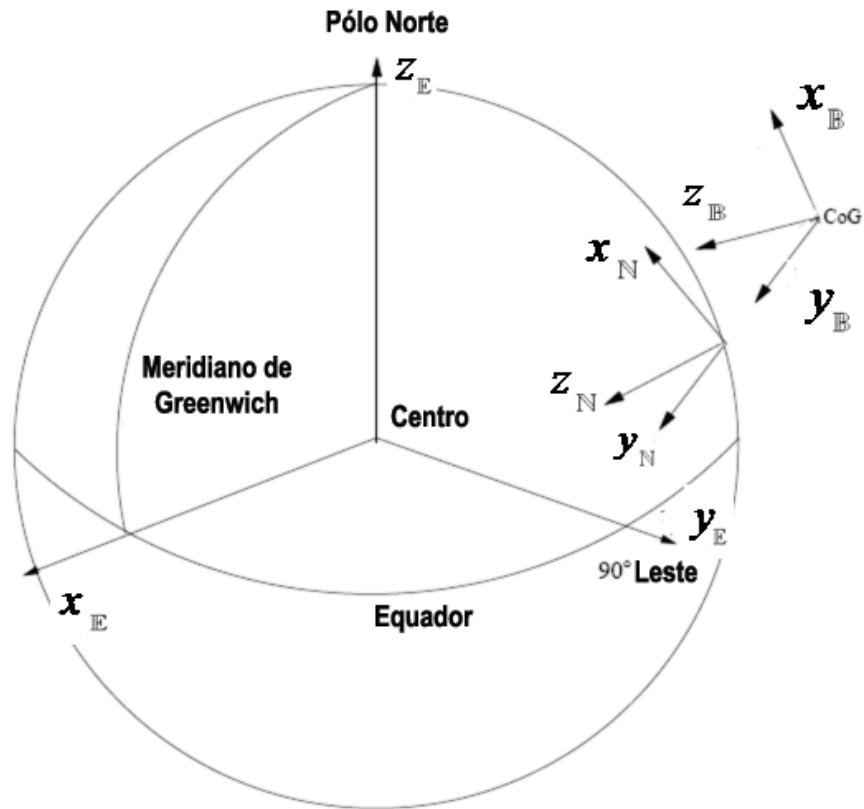


FIG. 2.6: Sistemas de coordenadas  $\mathbb{E}$ ,  $\mathbb{N}$ ,  $\mathbb{B}$ .

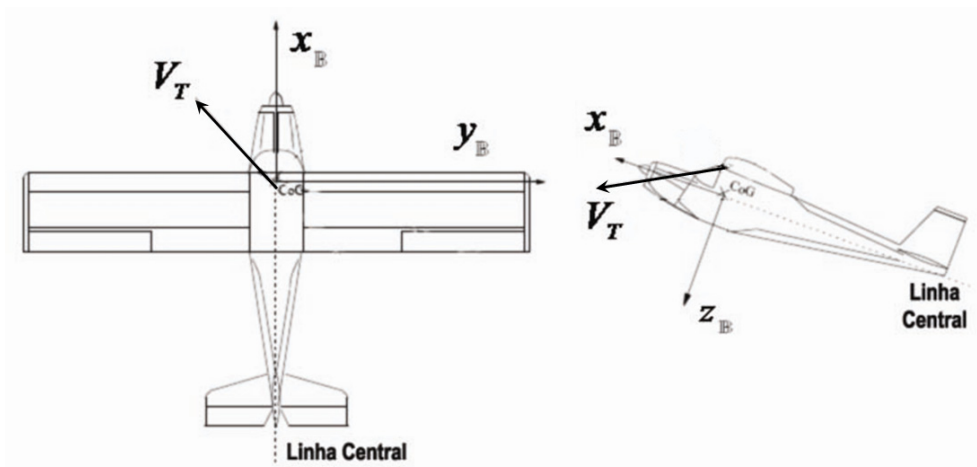


FIG. 2.7: Localização do sistema de coordenadas  $\mathbb{B}$ .

A utilização do sistema de coordenadas plano de navegação visa simplificar a representação dos problemas de navegação por utilização da geometria plana no lugar da geometria esférica.

Neste trabalho serão utilizados os sistemas de coordenadas  $\mathbb{B}$  e  $\mathbb{N}$  para a modelagem e o controle da aeronave.

## 2.5 AERONAVE NÃO-TRIPULADA DE ASAS FIXAS

### 2.5.1 PARTES DA AERONAVE

Esta seção define as partes da aeronave, que são importantes para a modelagem e para o controle, de acordo com a FIG. 2.8 (JENSEN, 2005).

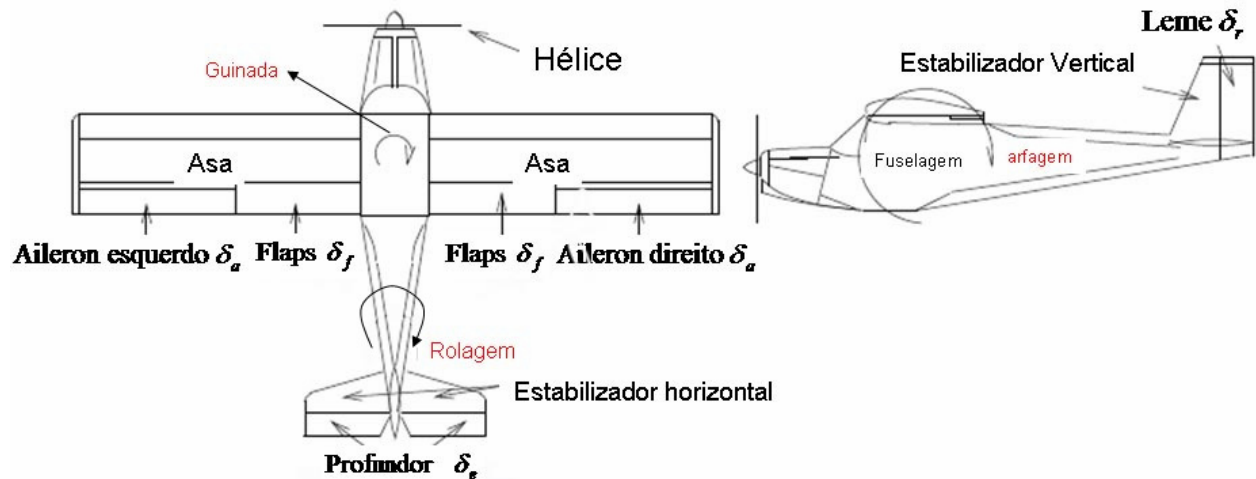


FIG. 2.8: As diferentes partes da aeronave.

As funções e características das principais partes da aeronave são:

- A função das *asas* é realizar a sustentação da aeronave em voo. Possuem como superfícies de controle: ailerons e flaps.
  - Os *ailerons* são usados para mudar a taxa de rolagem da aeronave. Os dois ailerons trabalham em sentidos opostos. A entrada de controle do aileron é o ângulo de deflexão  $\delta_a$ . O ângulo é considerado positivo quando a deflexão do *aileron* se dá no sentido horário em relação ao eixo  $y$  do corpo da aeronave.
  - Os *flaps* são usados como freios aéreos, para reduzir a velocidade absoluta da aeronave durante a aterrissagem e também como superfícies para aumento da força de sustentação durante a decolagem. A entrada de controle corresponde ao ângulo  $\delta_f$ . Existe um conjunto finito enumerável de possíveis deflexões.
- O *estabilizador horizontal* é usado para estabilizar o ângulo de arfagem.
- O *profundor* é a superfície de controle usada para controlar a taxa de arfagem. A entrada de controle é o ângulo de deflexão do profundor  $\delta_e$ . Este ângulo também é positivo no sentido horário em relação ao eixo  $y$  do corpo da aeronave.

- O *estabilizador vertical* é usado para estabilizar a taxa de guinada.
- O *leme* é a superfície de controle usada para controlar a taxa de guinada. A entrada de controle do leme é o ângulo de deflexão  $\delta_r$ , que é o ângulo formado entre o leme e o eixo  $y$  da fuselagem da aeronave. Este ângulo é considerado positivo quando varia no sentido horário em relação ao eixo  $z$  do corpo da aeronave.
- A *fuselagem* é o corpo da aeronave, que contém os computadores de voo, os sensores e as baterias para o servomotor e para os computadores de voo.
- A *hélice* é a parte geradora de força propulsiva da aeronave.

## 2.6 IDENTIFICAÇÃO DAS VARIÁVEIS E ÂNGULOS UTILIZADOS

O ângulo de derrapagem  $\beta$  é o ângulo entre o vetor velocidade e o plano de simetria  $x$ - $z$  da aeronave, conforme ilustrado na FIG. 2.9a.

O ângulo de guinada  $\psi$  é o ângulo entre o eixo  $x_{\mathbb{B}}$  e o plano de referência ( $x$ - $z$ ), de acordo com a FIG. 2.9a.

O ângulo de ataque  $\alpha$  é um importante parâmetro de estabilidade no plano vertical (ANDERSEN ET AL., 2004). Os ângulos  $\alpha$  e  $\beta$  são os ângulos que descrevem, em coordenadas esféricas, a direção do vento relativo, em relação ao referencial  $\mathbb{B}$ . O ângulo  $\alpha$  pode ser visualizado na FIG. 2.9b (NELSON, 1989).

O ângulo de arfagem  $\theta$  é usado para descrever a orientação da aeronave e é definido em relação ao plano horizontal da aeronave. Ele é definido em relação ao referencial inercial da aeronave. Ele está representado na FIG. 2.9c.

O ângulo de rolagem  $\phi$  é o ângulo de rotação em torno do eixo longitudinal (FIG. 2.9d).

As variáveis correspondentes às entradas são:

- $\eta$  : fração do empuxo máximo ( $T/T_M$ );
- $\delta_e$  : deflexão do profundor (*elevator*);
- $\delta_a$  : deflexão dos *aileron*s e
- $\delta_r$  : deflexão do leme (*rudder*),

e podem ser visualizadas na FIG. 2.10 (ROSKAM, 1979).



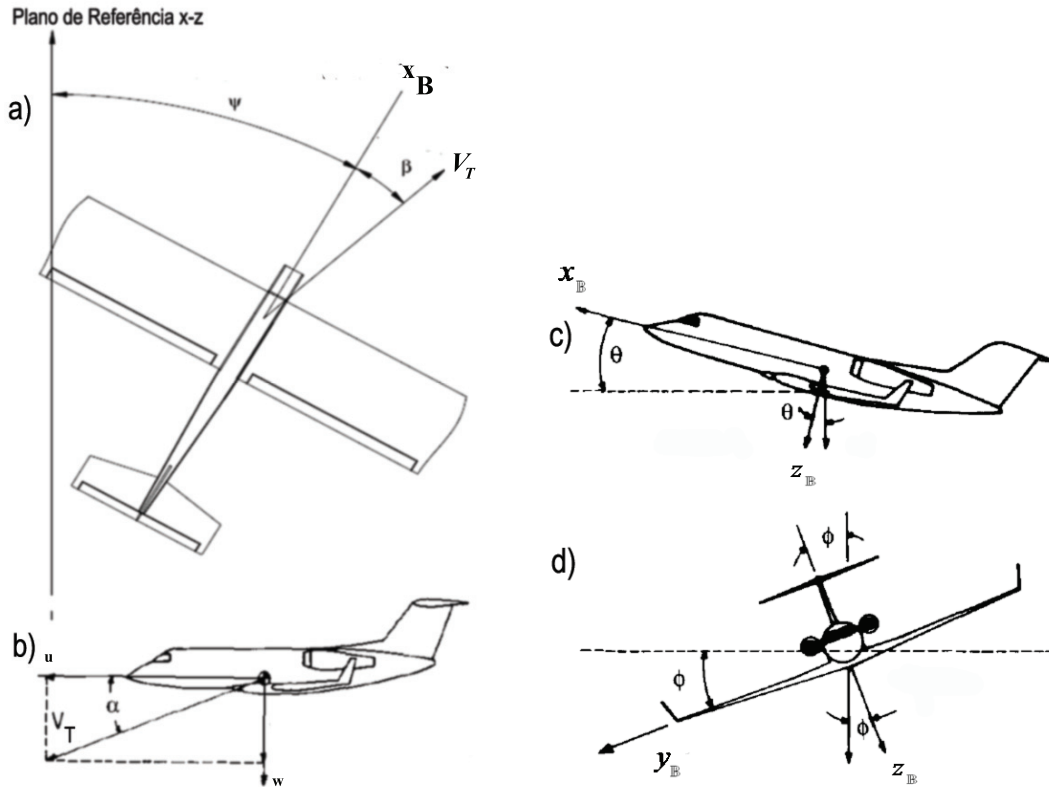


FIG. 2.9: Ângulos da aeronave.

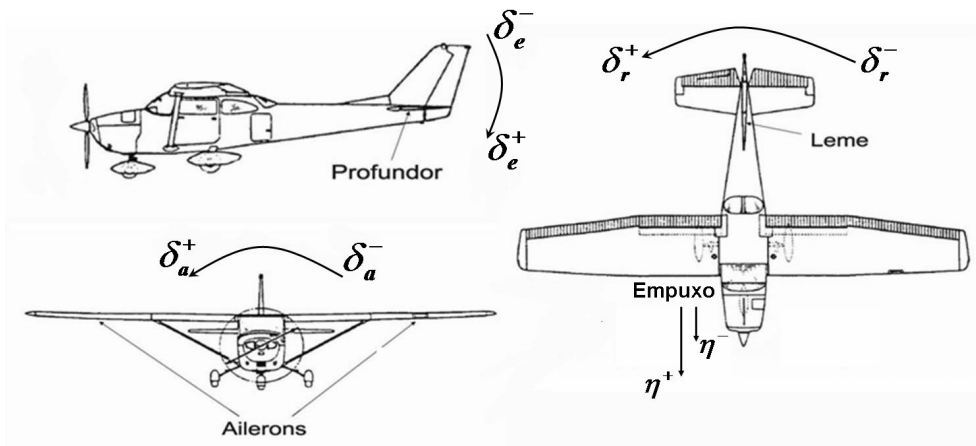


FIG. 2.10: Entradas da aeronave.

## 2.7 CONCLUSÕES DO CAPÍTULO

O presente capítulo visou introduzir os principais tipos de VANT utilizados no EB, apresentar os princípios de funcionamento do VANT de asas fixas escolhido como objeto deste trabalho e introduzir os conceitos de pilotagem, guiamento, navegação e geração de trajetória.

Foram também apresentados diferentes sistemas de coordenadas necessários para a descrição da geometria do universo de operações e da dinâmica de VANT.

Os conceitos de missão, bem como dos objetivos, contexto operacional (definido em termos de condições internas e externas) e requisitos de segurança, que são fases constituintes da missão e que devem ser satisfeitos por um plano de voo, foram abordados.

Nos capítulos posteriores serão exibidos a modelagem da aeronave utilizada neste trabalho, bem como os projetos da malha de estabilização, de guiamento e geração de trajetória.

Por fim, são realizadas simulações com o sistema híbrido resultante de forma a obedecer determinadas trajetórias em uma altitude constante. As missões consistem em fazer a aeronave seguir determinados pontos realizando trajetórias retilíneas e circulares ao redor de certos pontos.

### 3 MODELAGEM MATEMÁTICA DA AERONAVE

Neste capítulo registra-se o modelo não-linear utilizado para a aeronave e o processo de linearização escolhido.

#### 3.1 PARÂMETROS UTILIZADOS

A descrição e os valores dos parâmetros básicos da aeronave *Cessna Skylane 182* estão listados na TAB. 3.2. A densidade atmosférica ( $\rho$ ) foi obtida para uma altura de 5000 ft (1524m) que é a altitude para um voo de cruzeiro. O número de Mach representa a relação entre a velocidade total da aeronave e a velocidade do som ( $V_T = v_s M$ ).

TAB. 3.1: Parâmetros do *Cessna Skylane 182* (ROSKAM, 2001).

| <i>Parâmetros</i> | <i>Descrição</i>  | <i>SI</i>                     |
|-------------------|---|-------------------------------|
| S                 | Área de referência  | 16,1651 m <sup>2</sup>        |
| m                 | Massa da aeronave   | 1202,0000 Kg                  |
| b                 | Envergadura (maior distância entre as pontas das asas)          | 10,9728 m                     |
| c                 | Corda aerodinâmica média  | 1,4935 m                      |
| $I_x$             | Momento de Inércia no eixo x                                    | 1285,3000 Kg.m <sup>2</sup>   |
| $I_y$             | Momento de Inércia no eixo y                                    | 1824,9000 Kg.m <sup>2</sup>   |
| $I_z$             | Momento de Inércia no eixo z                                    | 2666,9000 Kg.m <sup>2</sup>   |
| $I_{xz}$          | Produto de Inércia no plano xz                                  | 0,0000 Kg.m <sup>2</sup>      |
| $T_M$             | Empuxo propulsivo máximo  | 5080,2349                     |
| $M$               | Número de Mach  | 0,2010                        |
| $V_T$             | Velocidade da aeronave ( $V_T = v_s \cdot M$ )                  | 67,0865 m/s                   |
| $\bar{q}$         | Pressão aerodinâmica ( $\bar{q} = \frac{\rho \cdot V_T^2}{2}$ ) | 2374,9000 Kg/m.s <sup>2</sup> |

TAB. 3.2: Parâmetros de simulação.

| <i>Parâmetros</i> | <i>Descrição</i>                  | <i>SI</i>                |
|-------------------|-----------------------------------|--------------------------|
| g                 | Aceleração da gravidade           | 9,8066 m/s <sup>2</sup>  |
| $\rho_0$          | Densidade atmosférica             | 1,0554 Kg/m <sup>3</sup> |
| $v_s$             | Velocidade do som ao nível do mar | 340,4616 m/s             |

As derivadas látero-direcionais e longitudinais (coeficientes derivativos), bem como os

coeficientes aerodinâmicos (adimensionais) foram obtidos a partir de ROSKAM (2001). Os coeficientes aerodinâmicos estão listados na TAB. 3.3.

TAB. 3.3: Coeficientes aerodinâmicos.

|  |                     |         |
|--|---------------------|---------|
| <b>Coeficientes de arrasto</b>                           | $CD_o$              | 0,0270  |
|  | $CD_\alpha$         | 0,121   |
| <b>Coeficientes de sustentação</b>                       | $CL_o$              | 0,307   |
|  | $CL_\alpha$         | 4,41    |
|  | $CL_{\dot{\alpha}}$ | 1,7     |
|  | $CL_q$              | 3,9     |
|  | $CL_{\delta_e}$     | 0,43    |
| <b>Coeficientes de força lateral</b>                     | $CY_\beta$          | -0,393  |
|  | $CY_p$              | -0,075  |
|  | $CY_r$              | 0,214   |
|  | $CY_{\delta_a}$     | 0       |
|  | $CY_{\delta_r}$     | 0,187   |
| <b>Coeficientes de momento de arfagem (<i>pitch</i>)</b> | $Cm_o$              | 0,04    |
|  | $Cm_\alpha$         | -0,613  |
|  | $Cm_{\dot{\alpha}}$ | -7,27   |
|  | $Cm_q$              | -12,4   |
|  | $Cm_{\delta_e}$     | -1,122  |
| <b>Coeficientes de momento de guinagem (<i>yaw</i>)</b>  | $Cn_\beta$          | 0,0587  |
|  | $Cn_p$              | -0,0278 |
|  | $Cn_r$              | -0,0937 |
|  | $Cn_{\delta_a}$     | -0,0216 |
|  | $Cn_{\delta_r}$     | -0,0645 |
| <b>Coeficientes de momento de rolagem</b>                | $Cl_\beta$          | -0,0923 |
|  | $Cl_p$              | -0,484  |
|  | $Cl_r$              | 0,0798  |
|  | $Cl_{\delta_a}$     | 0,229   |
|  | $Cl_{\delta_r}$     | 0,0147  |

As equações correspondentes ao cálculo dos coeficientes derivativos encontram-se nas EQs. 3.1 a 3.6 (ROSKAM, 2001).

Coeficiente derivativo de arrasto:

$$C_D = CD_0 + CD_\alpha(\alpha); \quad (3.1)$$

Coeficiente derivativo de sustentação:

$$C_L = CL_0 + CL_\alpha(\alpha) + (CL_q(q) + CL_{\dot{\alpha}}(\dot{\alpha}))\frac{c}{2V_T} + CL_{\delta_e}(\delta_e); \quad (3.2)$$

Coefficiente derivativo de força lateral (derrapagem):

$$C_Y = C_{Y_\beta}(\beta) + (C_{Y_p}(p) + C_{Y_r}(r))\frac{b}{2V_T} + C_{Y_{\delta_r}}(\delta_r); \quad (3.3)$$

Coefficiente derivativo de momento de arfagem(*pitch*):

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}(\alpha) + (C_{m_q}(q) + C_{m_{\dot{\alpha}}}(\dot{\alpha}))\frac{c}{2V_T} + C_{m_{\delta_e}}(\delta_e); \quad (3.4)$$

Coefficiente derivativo de momento de guinagem(*yaw*):

$$C_n = C_{n_\beta}(\beta) + (C_{n_p}(p) + C_{n_r}(r))\frac{b}{2V_T} + C_{n_{\delta_a}}(\delta_a) + C_{n_{\delta_r}}(\delta_r); \quad (3.5)$$

Coefficiente derivativo de momento de rolagem (*roll*):

$$C_l = C_{l_\beta}(\beta) + (C_{l_p}(p) + C_{l_r}(r))\frac{b}{2V_T} + C_{l_{\delta_a}}(\delta_a) + C_{l_{\delta_r}}(\delta_r); \quad (3.6)$$

### 3.2 MODELO AERODINÂMICO NÃO-LINEAR

As forças e os momentos aerodinâmicos de uma aeronave são usados na segunda Lei de Newton e são válidos no sistema de referência inercial de navegação (eixo fixo na Terra). As equações vetoriais são expressas de acordo com:

$$\sum \vec{F} = \frac{d}{dt}(m\vec{V}); \quad (3.7)$$

$$\sum \vec{M} = \frac{d}{dt}(\vec{H}). \quad (3.8)$$

Nas EQs. 3.7 e 3.8,  $\vec{F}$  representa a força,  $\vec{V}$  é a velocidade,  $\vec{M}$  é o momento angular e  $\vec{H}$  é o momento de inércia. Para se realizar os cálculos das EQ. 3.7 e 3.8 foram consideradas as seguintes hipóteses (PEREIRA, 2001):

- A massa da aeronave permanece constante durante a análise dinâmica.
- A aeronave se comporta como um corpo rígido.
- A Terra é um referencial inercial plano.
- As propriedades da atmosfera independem da altitude.

Pela primeira hipótese, a EQ. 3.7 pode ser reescrita como:

$$\sum \vec{F} = m \frac{d}{dt} \vec{V}. \quad (3.9)$$

Desenvolvendo as EQ. 3.8 e 3.9 de maneira semelhante a BLAKELOCK (1991), são obtidas as equações para o movimento linear:

$$\sum F_x = m(\dot{u} + wq - vr); \quad (3.10)$$

$$\sum F_y = m(\dot{v} + ur - wp); \quad (3.11)$$

$$\sum F_z = m(\dot{w} + vp - uq); \quad (3.12)$$

em que,  $u$ ,  $v$  e  $w$  são as componentes da velocidade e  $p$ ,  $q$  e  $r$  são as velocidades angulares de rolagem, arfagem e guinada,  $F_x$ ,  $F_y$  e  $F_z$  representam as componentes das forças projetadas, respectivamente, nos eixos do corpo  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

As equações de movimento angular são exibidas abaixo.

$$\sum L = \dot{p}I_x - \dot{r}I_{xz} + qr(I_z - I_y) - pqI_{xz}; \quad (3.13)$$

$$\sum M = \dot{q}I_y + pr(I_x - I_z) + (p^2 - r^2)I_{xz}; \quad (3.14)$$

$$\sum N = \dot{r}I_z - \dot{p}I_{xz} + pq(I_y - I_x) - qrI_{xz}. \quad (3.15)$$

em que  $L$ ,  $M$  e  $N$  são as componentes do momento angular;  $I_x$ ,  $I_y$  e  $I_z$  são os momentos de inércia nos eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ , respectivamente, e  $I_{xz}$  é o produto de inércia no plano  $xz$  e  $p$ ,  $q$  e  $r$  são as velocidades angulares nos três eixos, respectivamente.

Passando estas equações para o sistema aerodinâmico, são necessárias as equações do ângulo de ataque  $\alpha$ , o ângulo de derrapagem  $\beta$  e a velocidade total da aeronave  $V_T$ , que se relacionam com as componentes da velocidade  $u$ ,  $v$  e  $w$  da seguinte forma:

$$\begin{aligned} \tan \alpha &= \frac{w}{u}, \\ \text{sen} \beta &= \frac{v}{V_T}, \\ V_T &= \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \\ u &= V_T \cos \alpha \cos \beta, \\ v &= V_T \text{sen} \beta, \\ w &= V_T \text{sen} \alpha \cos \beta. \end{aligned} \quad (3.16)$$

De forma similar ao que consta em PEREIRA (2001) são obtidas as equações abaixo:

$$\dot{V}_T = \left[ \left( \frac{T}{m} + g_x \right) \cos\alpha + g_z \text{sen}\alpha - \frac{\bar{q}SC_D}{m} \right] \cos\beta + \left[ g_y + \frac{\bar{q}SC_Y}{m} \right] \text{sen}\beta; \quad (3.17)$$

$$\dot{\alpha} = \frac{1}{V_T \cos\beta} \left[ - \left( \frac{T}{m} + g_x \right) \text{sen}\alpha + g_z \cos\alpha - \frac{\bar{q}SC_L}{m} \right] + q - (r \text{sen}\alpha + p \cos\alpha) \frac{\text{sen}\beta}{\cos\beta}; \quad (3.18)$$

$$\dot{\beta} = \frac{1}{V_T} \left\{ - \left[ \left( \frac{T}{m} + g_x \right) \cos\alpha + g_z \text{sen}\alpha - \frac{\bar{q}SC_D}{m} \right] \text{sen}\beta + \left[ g_y + \frac{\bar{q}SC_Y}{m} \right] \cos\beta \right\} + p \text{sen}\alpha - r \cos\alpha; \quad (3.19)$$

em que  $T$  é o empuxo propulsivo e  $g_x$ ,  $g_y$  e  $g_z$  são as componentes da força da gravidade nos eixos do corpo da aeronave.

$$g_x = -g \text{sen}\theta; \quad (3.20)$$

$$g_y = g \cos\theta \text{sen}\phi; \quad (3.21)$$

$$g_z = g \cos\theta \cos\phi. \quad (3.22)$$

Para descrever o movimento da aeronave em relação ao referencial inercial (Terra), torna-se necessário especificar a orientação de um sistema de eixos em relação ao outro. Isto pode ser feito usando os denominados ângulos de Euler ( $\phi, \theta, \psi$ ) - (ângulos de rolagem, arfagem e guinada da aeronave, respectivamente). Transformando as componentes das velocidades angulares da aeronave do sistema de coordenadas de navegação para o sistema de coordenadas da aeronave, são obtidas:

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \text{sen}\theta \quad (3.23)$$

$$q = \dot{\theta} \cos\phi - \dot{\psi} \cos\theta \text{sen}\phi \quad (3.24)$$

$$r = -\dot{\theta} \text{sen}\phi - \dot{\psi} \cos\theta \cos\phi \quad (3.25)$$

Por fim, o modelo aerodinâmico não-linear da aeronave *Cessna* obtido (BLAKE-LOCK, 1991):

$$\dot{V}_T = \text{sen}\beta \left( g \cos\theta \text{sen}\phi + \frac{C_Y S V_T^2 \rho_0}{2m} \right) - \cos\beta \left( \cos\alpha \left( g \text{sen}\theta - \frac{T_M \eta}{m} \right) - g \cos\phi \text{sen}\alpha \cos\theta + \frac{C_D S V_T^2 \rho_0}{2m} \right) \quad (3.26)$$

$$\dot{\alpha} = \left( \text{sen}\alpha \left( g \text{sen}\theta - \frac{T_M \eta}{m} \right) + g \cos\alpha \cos\phi \cos\theta - \frac{C_L S V_T^2 \rho_0}{2m} \right) \frac{1}{V_T \cos\beta} + q + \text{sen}\beta \left( \frac{p \cos\alpha - r \text{sen}\alpha}{\cos\beta} \right) \quad (3.27)$$

$$\dot{\beta} = (\text{sen}\beta + (\cos\alpha (g\text{sen}\theta - \frac{T_M\eta}{m}) - g \cos\phi \text{sen}\alpha \cos\theta + \frac{C_D S V_T^2 \rho_0}{2m} + \cos\beta (g \cos\theta \text{sen}\phi + \frac{C_Y S V_T^2 \rho_0}{2m})) \frac{1}{V_T} - r \cos\alpha + p \text{sen}\alpha) \quad (3.28)$$

$$\dot{p} = \frac{I_Y - I_Z}{I_X} qr + \frac{1}{2I_X} \rho V_T^2 S b (C_l \cos(\alpha) - C_n \text{sen}(\alpha)) \quad (3.29)$$

$$\dot{q} = \frac{I_Z - I_X}{I_Y} pr + \frac{1}{2I_Y} \rho V_T^2 S c C_m \quad (3.30)$$

$$\dot{r} = \frac{I_X - I_Y}{I_Z} pq + \frac{1}{2I_Z} \rho V_T^2 S b (C_l \text{sen}(\alpha) + C_n \cos(\alpha)) \quad (3.31)$$

$$\dot{\phi} = p + q \text{sen}\phi \tan\theta + r \cos\phi \tan\theta \quad (3.32)$$

$$\dot{\theta} = q \cos\phi - r \text{sen}\phi \quad (3.33)$$

$$\dot{\psi} = (q \text{sen}\phi + r \cos\phi) \sec\theta \quad (3.34)$$

$$\begin{aligned} \dot{x} = v_s M (\cos(\beta) \cos(\alpha) \cos(\psi) \cos(\theta)) + (\text{sen}(\beta) (\cos(\psi) \text{sen}(\theta) \text{sen}(\phi) - \\ \text{sen}(\psi) \cos(\phi)) + (\cos(\beta) \text{sen}(\alpha) (\text{sen}(\psi) \text{sen}(\phi) + \cos(\psi) \text{sen}(\theta) \cos(\phi))) \end{aligned} \quad (3.35)$$

$$\begin{aligned} \dot{y} = v_s M (\cos(\beta) \cos(\alpha) ((\text{sen}(\psi) \cos(\theta)) + \text{sen}(\beta) (\cos(\psi) \cos(\phi) + \\ \text{sen}(\psi) \text{sen}(\theta) \text{sen}(\phi)) + \cos(\beta) \text{sen}(\alpha) (\text{sen}(\psi) \text{sen}(\theta) \cos(\phi) - \cos(\psi) \text{sen}(\phi))) \end{aligned} \quad (3.36)$$

$$\dot{z} = v_s M (\cos(\beta) \cos(\alpha) \text{sen}(\theta) - \text{sen}(\beta) \cos(\theta) \text{sen}(\phi) - \cos(\beta) \text{sen}(\alpha) \cos(\theta) \cos(\phi)) \quad (3.37)$$

Como será visto mais adiante no Cap 4 serão considerados atuadores para as entradas de controle, do tipo:

$$H = \frac{1}{0,1s + 1}, \quad (3.38)$$

com constante de tempo 0,1 s e erro de estado estacionário nulo para entradas do tipo degrau (PEREIRA, 2001).

Além disso, as entradas foram limitadas nos valores especificados para a aeronave *Cessna* no simulador *Flight Gear* (OLSON, 2010):



- $0 < \eta < 1$ ,
- $-28^\circ < \delta_e < 23^\circ$ ,
- $-15^\circ < \delta_a < 20^\circ$ ,
- $-16^\circ < \delta_r < 16^\circ$ .

### 3.3 LINEARIZAÇÃO

As equações dinâmicas que descrevem a aeronave precisam ser linearizadas a fim de permitir a aplicação de determinadas técnicas de controle linear. A dinâmica da aeronave é descrita por equações em espaço de estados na forma linear do tipo:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu, \\ y &= Cx + Du. \end{aligned} \tag{3.39}$$

De acordo com STEVENS (1992), equações não-lineares implícitas podem ser escritas como:

$$\begin{aligned} f_1(\dot{X}, X, U) &= 0, \\ f_2(\dot{X}, X, U) &= 0, \\ &\vdots \\ f_8(\dot{X}, X, U) &= 0. \end{aligned} \tag{3.40}$$

que são obtidas, respectivamente das três equações de forças (EQ. 3.26 a 3.28), três equações de momento (EQ. 3.29 a 3.31) e duas equações cinemáticas (EQ. 3.32 e 3.33). As equações das coordenadas locais (x, y e z) (EQ. 3.35 a 3.37) e a equação do ângulo de guinada (EQ. 3.34) foram inseridas no modelo posteriormente por intermédio de integração, pelo fato de que elas não entram na composição das demais equações diferenciais do modelo.

O vetor de estados reduzido é portanto:

$$X^T = \begin{bmatrix} V_T & \alpha & \beta & p & q & r & \phi & \theta \end{bmatrix} \tag{3.41}$$

e o vetor de entradas:

$$U^T = \begin{bmatrix} \eta & \delta_e & \delta_a & \delta_r \end{bmatrix}. \tag{3.42}$$

A partir da hipótese de pequenas perturbações na condição de estado estacionário (equilíbrio)  $(\mathbf{X}_e, \mathbf{U}_e)$ , obtém-se um conjunto de equações de estado lineares com coeficientes constantes. Expandem-se as equações de estado não-lineares (EQ. 3.40) em séries

de Taylor em torno do ponto de equilíbrio  $(\mathbf{X}_e, \mathbf{U}_e)$  e mantém-se somente os termos de primeira ordem. Assim, percebe-se que as perturbações no estado, as derivadas do estado e os vetores de entrada devem satisfazer a:

$$\begin{aligned} \nabla_{\dot{X}} f_1 \delta \dot{\mathbf{X}} + \nabla_X f_1 \delta \mathbf{X} + \nabla_U f_1 \delta \mathbf{U} &= 0, \\ &\vdots \\ \nabla_{\dot{X}} f_8 \delta \dot{\mathbf{X}} + \nabla_X f_8 \delta \mathbf{X} + \nabla_U f_8 \delta \mathbf{U} &= 0. \end{aligned} \quad (3.43)$$

Nas quais,  $\nabla$  representa um vetor linha dos operadores das primeiras derivadas parciais, por exemplo:

$$\nabla_X f_i = \left[ \frac{\partial f_i}{\partial X_1} \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_2} \quad \dots \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_n} \right]. \quad (3.44)$$

Cada termo da EQ. 3.43 é um produto escalar, portanto  $\nabla_X f_1 \delta X$  é a diferencial total de  $f_1$  devida às perturbações simultâneas em todos os elementos do vetor de estados. Estas equações podem ser escritas na forma de equações de espaço de estado lineares implícitas da forma:

$$E\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u}, \quad (3.45)$$

na qual, as letras minúsculas,  $\mathbf{x}$  e  $\mathbf{u}$  representam as perturbações nos valores de equilíbrio dos vetores de estado e de entrada. As matrizes dos coeficientes são:

$$E = - \begin{bmatrix} \nabla_{\dot{X}} f_1 \\ \vdots \\ \nabla_{\dot{X}} f_8 \end{bmatrix} \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix}, \quad A = \begin{bmatrix} \nabla_X f_1 \\ \vdots \\ \nabla_X f_8 \end{bmatrix} \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix}, \quad B = \begin{bmatrix} \nabla_U f_1 \\ \vdots \\ \nabla_U f_8 \end{bmatrix} \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix}, \quad (3.46)$$

estas matrizes são chamadas de *matrizes Jacobianas* e devem ser calculadas no ponto de equilíbrio.

O procedimento da linearização evidencia o desacoplamento dos modos longitudinal e látero-direcional. O modo látero-direcional possui como variáveis de estado  $(\beta, p, r$  e  $\phi)$ , que são perturbações sobre o ponto de equilíbrio das variáveis do modo látero-direcional, tendo como variáveis de entrada  $\delta_a$  e  $\delta_r$ . Observa-se que  $\delta_a$  é responsável pelo movimento de rolagem e  $\delta_r$  garante o alinhamento do avião durante a realização de manobras.

Em VIDYASAGAR (1978) é abordado o conceito de ponto singular ou de equilíbrio de um sistema invariante no tempo e autônomo (nenhuma entrada de controle externa).

As coordenadas do ponto singular são dadas pela solução vetorial que satisfaz a EQ. 3.40, em que  $X = X_e$ .

O sistema está em equilíbrio quando todas as derivadas são identicamente nulas, e pode-se examinar o comportamento do sistema nas proximidades do ponto de equilíbrio por meio de pequena perturbação das variáveis (PEREIRA, 2001).

### 3.3.1 PONTO DE EQUILÍBRIO

A linearização é uma técnica de aproximação do sistema em torno de um ponto de operação. Esta só pode levar à predição do comportamento do sistema em uma vizinhança deste ponto. Nenhum outro comportamento não-local, muito menos o comportamento global do sistema em todo o espaço de operação, podem ser preditos pelo modelo linearizado. Além disto, este ponto de operação deve ser um ponto de equilíbrio.

De acordo com STEVENS (1992) e NELSON (1989), as condições para o estado de equilíbrio (estado estacionário) para o caso específico de voo reto e nivelado são:

$$\begin{aligned} \dot{V}_T, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}, \dot{\phi}, \dot{\theta} &= 0; \\ \beta, \phi, p, q, r &= 0; \end{aligned} \tag{3.47}$$

$$V_T, \alpha, \theta \text{ e } U \text{ constantes.}$$

Sendo assim, foram usadas as EQ. 3.40 para linearizar em torno do ponto de operação, utilizando as condições da EQ. 3.47.

Primeiro foi suposto um ponto de equilíbrio em  $V_T = 67,08$  m/s e  $\gamma_0$ , o ângulo de trajetória inicial ( $\gamma_0$ ), foi considerado zero (voo plano e nivelado), sabendo-se que, de acordo com STEVENS (1992):

$$\gamma = \arcsen(\cos(\alpha) \cos(\beta) \sen(\theta) - \sen(\beta) \sen(\phi) \cos(\theta) - \sen(\alpha) \cos(\beta) \cos(\theta)) \tag{3.48}$$

No programa de cálculo numérico utilizado neste trabalho, MATLAB Versão 7.4.0.287 (R2007a), os valores de  $V_T$  e  $\gamma_0$  foram substituídos nas equações não-lineares 3.26 a 3.33 e observou-se quais equações diferenciais eram não-nulas, ou seja, apareciam dependências em relação às outras variáveis, e foram encontradas quatro equações e quatro incógnitas,  $\gamma$ ,  $\dot{V}_T$ ,  $\dot{\alpha}$  e  $\dot{q}$  em função de  $\alpha$ ,  $\theta$ ,  $\eta$  e  $\delta_e$ ,

Resolvendo este sistema, utilizando um algoritmo de solução simbólica para equações algébricas, como exemplo, o comando *solve* do *MATLAB*, para  $V_T=67,08$  m/s,  $\gamma_0=0$  e as condições da EQ. 3.47, visando obter uma única solução para  $\alpha_0$ ,  $\theta_0$ ,  $\eta_0$ ,  $\delta_{e0}$ ,  $\delta_{a0}$  e  $\delta_{r0}$ . Estes valores foram encontrados e formam o ponto de equilíbrio:

$$\begin{aligned}
V_{T_0} &= 67,08 \text{ m/s}, & \beta_0 &= 0^\circ, \\
\phi_0 &= 0^\circ, & p_0 &= 0^\circ/\text{s}, \\
q_0 &= 0^\circ/\text{s}, & r_0 &= 0^\circ/\text{s}, \\
\delta_{a0} &= 0^\circ, & \delta_{r0} &= 0^\circ, \\
\alpha_0 &= -0,2083^\circ, & \theta_0 &= -0,2083^\circ, \\
\eta_0 &= 0,2007, & \delta_{e0} &= 2,1564^\circ.
\end{aligned} \tag{3.49}$$

As matrizes de espaço de estados do modelo linearizado (EQ. 3.45), fazendo-se  $A_8 = -E^{-1}.A$  e  $B_8 = -E^{-1}.B$ , são então:

$$A_8 = \begin{bmatrix} -0,0253 & 5,9452 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -9,8066 \\ -0,0043 & -2,0933 & 0 & 0 & 0,9706 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0,1871 & -0,0066 & 0 & -0,9917 & 0,1462 & 0 \\ 0 & 0 & -30,1800 & -12,9751 & 0 & 2,1297 & 0 & 0 \\ 0,0110 & -13,9373 & 0 & 0 & -6,8043 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 9,3248 & -0,3364 & 0 & -1,2141 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1,0000 & 0 & -0,0036 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1,0000 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \tag{3.50}$$

$$B_8 = \begin{bmatrix} 4,2264 & 0 & 0 & 0 \\ 0,0002 & -0,2029 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0,0890 \\ 0 & 0 & 75,0255 & 4,7408 \\ -0,0006 & -34,7354 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -3,5433 & -10,1964 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \tag{3.51}$$

Conforme abordado anteriormente, o procedimento de linearização revela o desacoplamento dos modos longitudinal e látero-direcional, ou seja, as variáveis relacionadas ao modo longitudinal ( $V_T$ ,  $\alpha$ ,  $q$  e  $\theta$ ) que correspondem as 1<sup>a</sup>, 2<sup>a</sup>, 5<sup>a</sup> e 8<sup>a</sup> colunas, não fazem parte da composição das equações do modo látero-direcional ( $\beta$ ,  $p$ ,  $r$  e  $\phi$ ), que correspondem as 3<sup>a</sup>, 4<sup>a</sup>, 6<sup>a</sup> e 7<sup>a</sup> colunas da matriz  $A_8$ , e vice-versa. Sendo assim, pode-se tratar o controle do sistema linearizado de forma desacoplada.

### 3.4 ANÁLISE DO MODO LÁTERO-DIRECIONAL

Do desacoplamento do modo linearizado, resultante das EQ 3.50 e 3.51, pode-se obter as matrizes do modo látero-direcional, em que as variáveis de estado são  $\beta$ ,  $p$ ,  $r$  e  $\phi$  :

$$A_{lat} = \begin{bmatrix} -0,1871 & -0,0066 & -0,9917 & 0,1462 \\ -30,1800 & -12,9751 & 2,1297 & 0 \\ 9,3248 & -0,3364 & -1,2141 & 0 \\ 0 & 1,0000 & -0,0036 & 0 \end{bmatrix}, \tag{3.52}$$

$$B_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0,0890 \\ 75,0255 & 4,7408 \\ -3,5433 & -10,1964 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.53)$$

$$C_{lat} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (3.54)$$

$$D_{lat} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (3.55)$$

Sabe-se que  $G_{lat}$  é a representação em espaço de estados do modo látero-direcional, constituída de  $A_{lat}$ ,  $B_{lat}$ ,  $C_{lat}$  e  $D_{lat}$ , com saídas  $\beta$  e  $\phi$ . As funções de transferência, em relação às duas entradas ( $\delta_a$  e  $\delta_r$ ), considerando-se somente as duas saídas ( $\beta$  e  $\phi$ ), nas EQs. 3.56 a 3.59 são:

$$FT_1 = \frac{\beta(s)}{\delta_a(s)} = \frac{3,0219(s+26,67)(s+0,152)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.56)$$

$$FT_2 = \frac{p(s)}{\delta_a(s)} = \frac{75,0255(s^2+1,3s+8,041)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.57)$$

$$FT_3 = \frac{r(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-3,5433(s+19,98)(s+1,269)(s-0,9645)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.58)$$

$$FT_4 = \frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{75,0384(s^2+1,304s+8,041)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}. \quad (3.59)$$

$$FT_5 = \frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0,089025(s+114,1)(s+13,31)(s-0,01672)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.60)$$

$$FT_6 = \frac{p(s)}{\delta_r(s)} = \frac{4,7408(s-9,592)(s+5,845)(s+0,0005269)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.61)$$

$$FT_7 = \frac{r(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-10,1964(s+13,17)(s^2+0,06495s+0,2868)}{(s+13,02)(s+0,01843)(s^2+1,336s+10,51)}, \quad (3.62)$$

$$FT_8 = \frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{4,7779(s - 9,481)(s + 5,867)}{(s + 13,02)(s + 0,01843)(s^2 + 1,336s + 10,51)}. \quad (3.63)$$

Desta forma, os autovalores de  $A_{lat}$  são:

$$\begin{aligned} \lambda_1 &= -13,0221; \\ \lambda_{2,3} &= -0,6679 \pm 3,1731i; \\ \lambda_4 &= -0,0184. \end{aligned} \quad (3.64)$$

Observa-se que os autovalores de  $A_{lat}$  são os pólos das funções de transferência das EQs. 3.56 a 3.63. Analisando-se estes autovalores e comparando-os com a análise realizada em NELSON (1989), observa-se que  $\lambda_1$  corresponde ao modo de rolamento,  $\lambda_{2,3}$  correspondem ao modo de rolamento holandês e  $\lambda_4$  indica o modo espiral, que caracterizam os movimentos da aeronave.

Pode-se analisar também a controlabilidade das matrizes do modo látero-direcional, ou seja, na equação  $\dot{\mathbf{x}} = A_{lat}\mathbf{x} + B_{lat}\mathbf{u}$ , quando a matriz  $A_{lat}$  tem posto  $n$  e o sistema possui  $p$  entradas ( $\mathbf{u}$  é um vetor de dimensão  $p$ ), o posto da matriz de controlabilidade é completo ( $n$ ) quando a mesma contém  $n$  vetores-coluna linearmente independentes, onde as dimensões da matriz controlabilidade são  $n \times np$  (OGATA, 2003). A matriz de controlabilidade é calculada de acordo com a EQ. 3.65 :

$$Ctrb = \begin{bmatrix} B_{lat} & A_{lat}B_{lat} & A_{lat}^2 \cdot B_{lat} & \dots \end{bmatrix} \quad (3.65)$$

No caso em questão,  $n=4$ , pois são 4 estados, sendo assim, pode-se comprovar que o posto de  $Ctrb$  é 4, ou seja, o sistema é completamente controlável. Analisa-se também a observabilidade do sistema. A matriz observabilidade é calculada de acordo com a EQ. 3.66. O posto da matriz observabilidade é igual a  $n$  ou seja, o sistema possui  $n$  vetores-linha linearmente independentes, na qual as dimensões da matriz observabilidade são da ordem  $nq \times n$ . Neste caso, como  $n = 4$  (4 estados) e  $q=2$  (2 entradas), o posto da matriz  $Obsv$  é 4, ou seja, o sistema é completamente observável.

$$Obsv = \begin{bmatrix} C_{lat} & C_{lat}A_{lat} & C_{lat} \cdot A_{lat}^2 & \dots \end{bmatrix}^T \quad (3.66)$$

### 3.5 COMPARAÇÃO DOS MODELOS NÃO-LINEAR E LINEAR

Este ensaio foi realizado com os modelos não-linear e linear em malha aberta. Foram considerados os 8 (oito) estados do modelo não-linear ( $V_T, \alpha, \beta, p, q, r, \phi$  e  $\theta$ ). Na linearização foi desconsiderado o  $\psi$ , como citado anteriormente na Seção 3.3. Desta

forma, foram realizadas 4 (quatro) simulações com tempo de 10 s nas proximidades do ponto de equilíbrio, variando as entradas nos seus limites, os quais foram obtidos do simulador *Flight Gear* (OLSON, 2010). Estes ensaios foram realizados, variando uma a uma as entradas, ou seja, altera-se primeiro uma entrada, mantendo-se as outras no ponto de equilíbrio e assim por diante.

Lembrando que todas as simulações foram realizadas em malha aberta, com tempo de simulação de 10 s e passo  $\Delta T = 0,001$  s e foi utilizado um método de análise numérica da família Runge-Kutta para solução de equações diferenciais ordinárias, o método *Dormand-Prince*. No *Simulink* do MATLAB (MATLAB, 2007) foi utilizado o solucionador ODE45, que corresponde ao referido método.

### 3.5.1 ATUAÇÃO NO EMPUXO

Aplicando-se um degrau na amplitude do empuxo normalizado  $\eta$  de 0,2 a 1 durante 10 s, conforme a FIG. 3.1. O valor 1 corresponde a 100%, que é o valor máximo positivo que o empuxo pode assumir. Desta simulação, obtém-se as FIG. 3.2, das variáveis do modo longitudinal e FIG. 3.3, das variáveis do modo lateral.

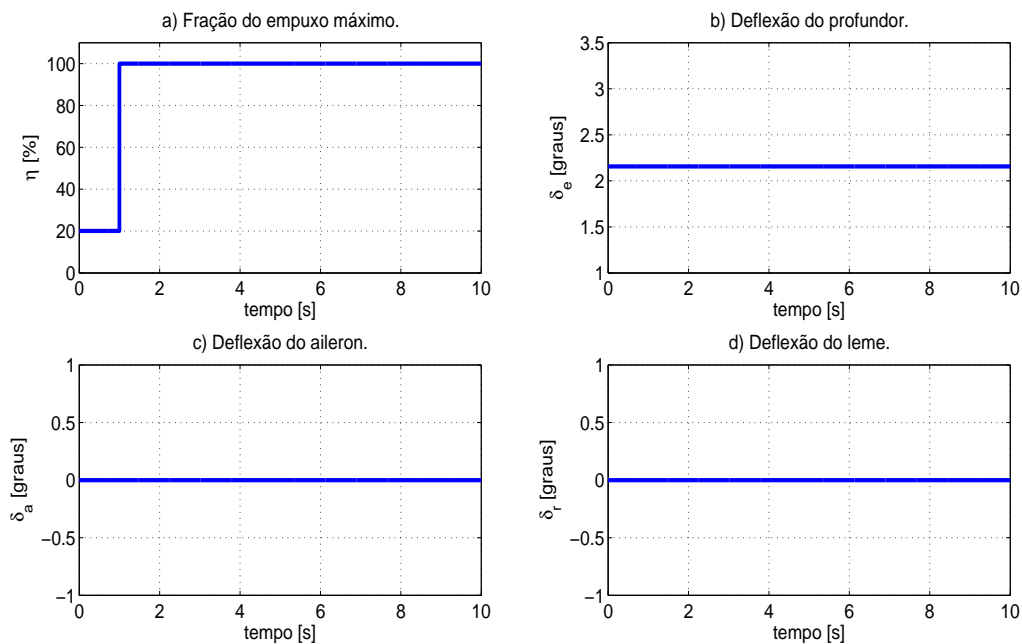


FIG. 3.1: Sinais de entrada para o caso 1.

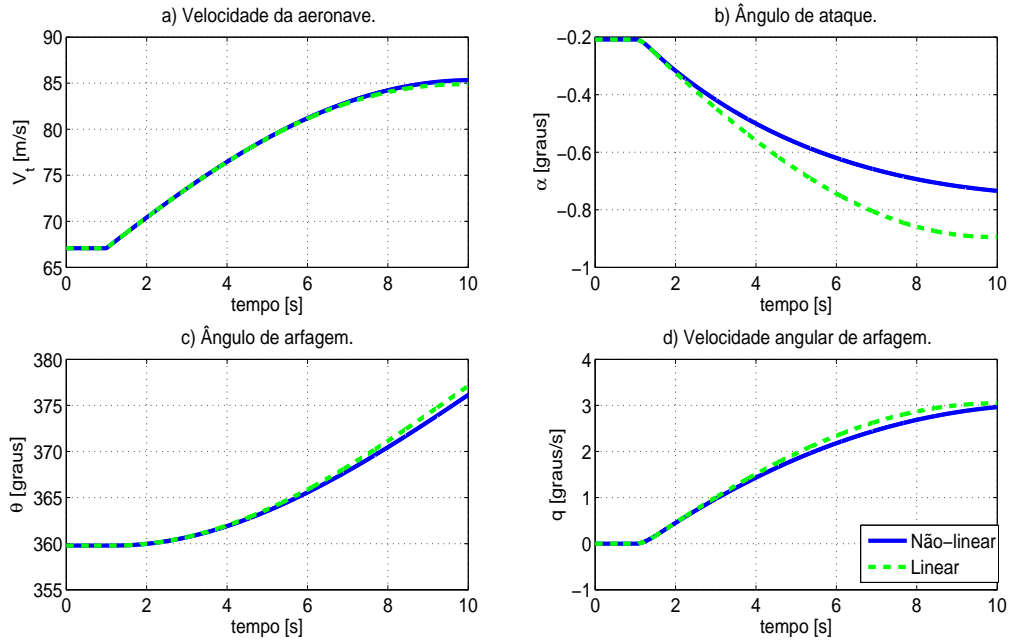


FIG. 3.2: Variáveis do modo longitudinal ( $\eta = 1$ ).

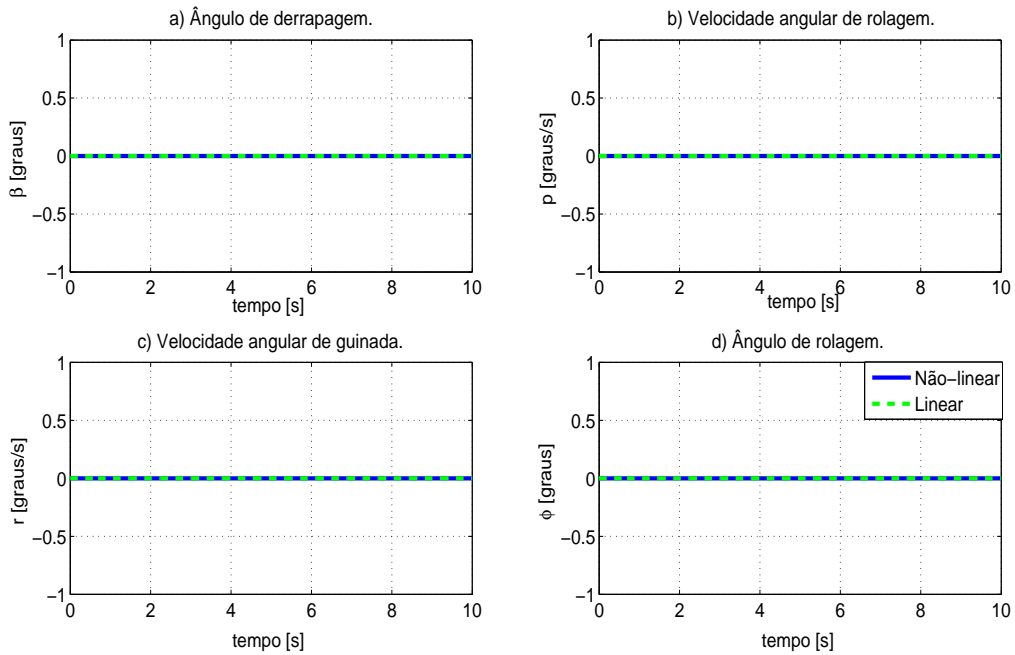


FIG. 3.3: Variáveis do modo lateral ( $\eta = 1$ ).

Observa-se então das FIGS. 3.1 a 3.3, as variáveis afetadas pelo degrau em  $\eta$  foram as do modo longitudinal, permanecendo as do modo lateral inalteradas.

Por análise do valor do degrau do empuxo aplicado observa-se ainda que as variáveis do modo longitudinal estão variando de forma coerente.



Pode-se mostrar que resultado semelhante é obtido com aplicação de um degrau no empuxo com seu valor mínimo.

### 3.5.2 ATUAÇÃO NO PROFUNDOR

Neste caso variou-se o ângulo do profundor,  $\delta_e$  na forma de um degrau de  $2,16^\circ$  para  $23^\circ$ , que é o valor máximo definido pelo simulador de voo, *Flight Gear* (OLSON, 2010), de acordo com a FIG. 3.4. Desta forma, temos as figuras correspondente às variáveis do modo longitudinal e látero-direcional , FIGs. 3.5 e 3.6, respectivamente.

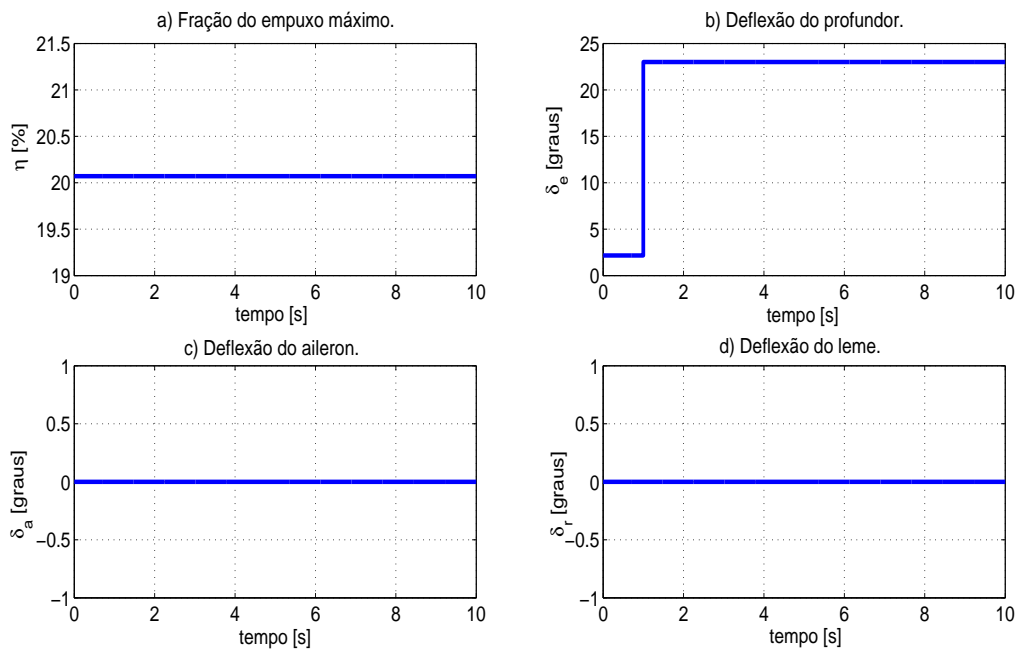


FIG. 3.4: Sinais de entrada para o caso 2.

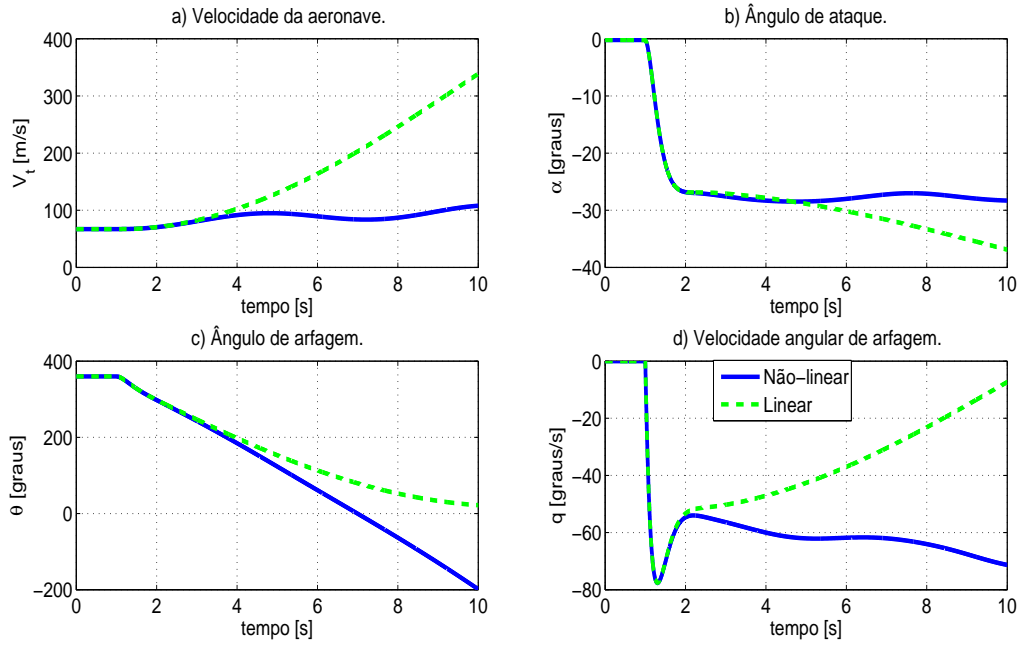


FIG. 3.5: Variáveis do modo longitudinal ( $\delta_e = 23^\circ$ ).

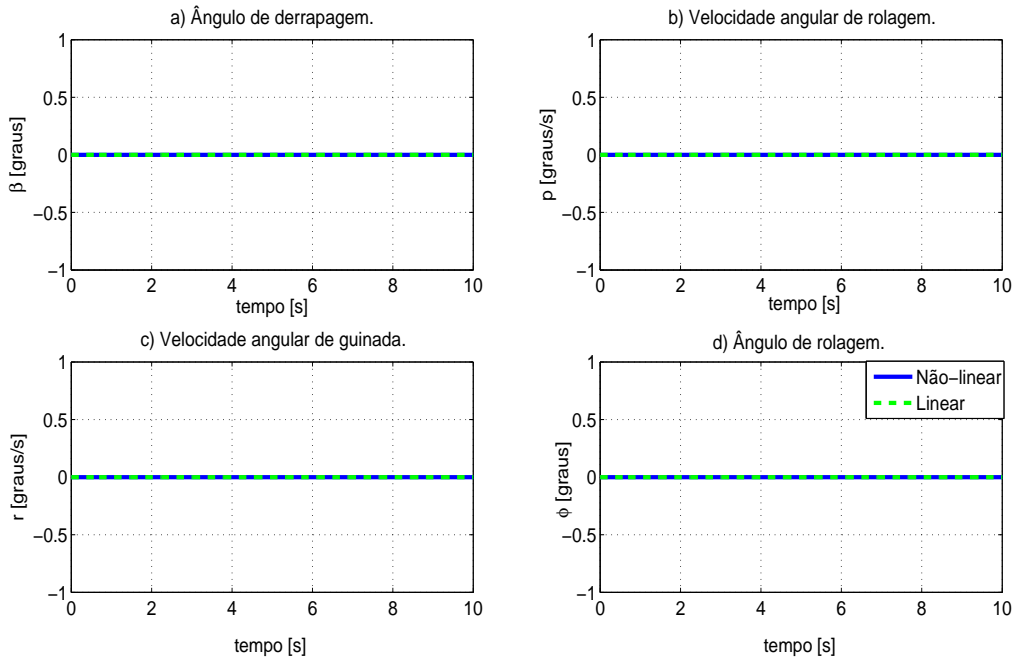


FIG. 3.6: Variáveis do modo lateral ( $\delta_e = 23^\circ$ ).

Novamente, observa-se que a aplicação de um degrau numa variável de entrada relacionada ao modo longitudinal não afetou às variáveis do modo lateral. Observa-se também que as variáveis do modo longitudinal comportam-se de forma coerente com a convenção de sinais. O visível afastamento dos comportamentos dos modelos linear e

não-linear, são em virtude de se estar em malha aberta e também porque o modelo linear está calculado para as proximidades do ponto de operação.

### 3.5.3 ATUAÇÃO NO AILERON

Primeiramente, foi aplicado um degrau no ângulo do *aileron*,  $\delta_a$  de  $0^\circ$  para  $20^\circ$ , que representa o limite superior definido no *Flight Gear* (OLSON, 2010) de acordo com a FIG. 3.7 e mantendo-se as outras entradas no ponto de equilíbrio. Desta forma, tem-se as FIGs. 3.8 e 3.9, que correspondem às variáveis do modo látero-direcional e longitudinal, respectivamente.

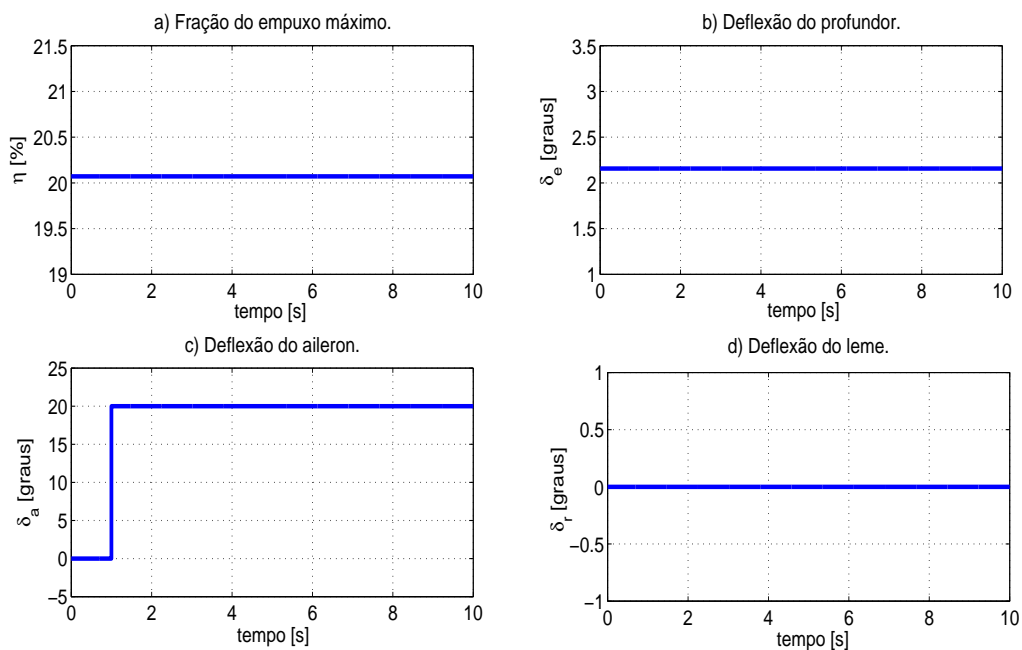
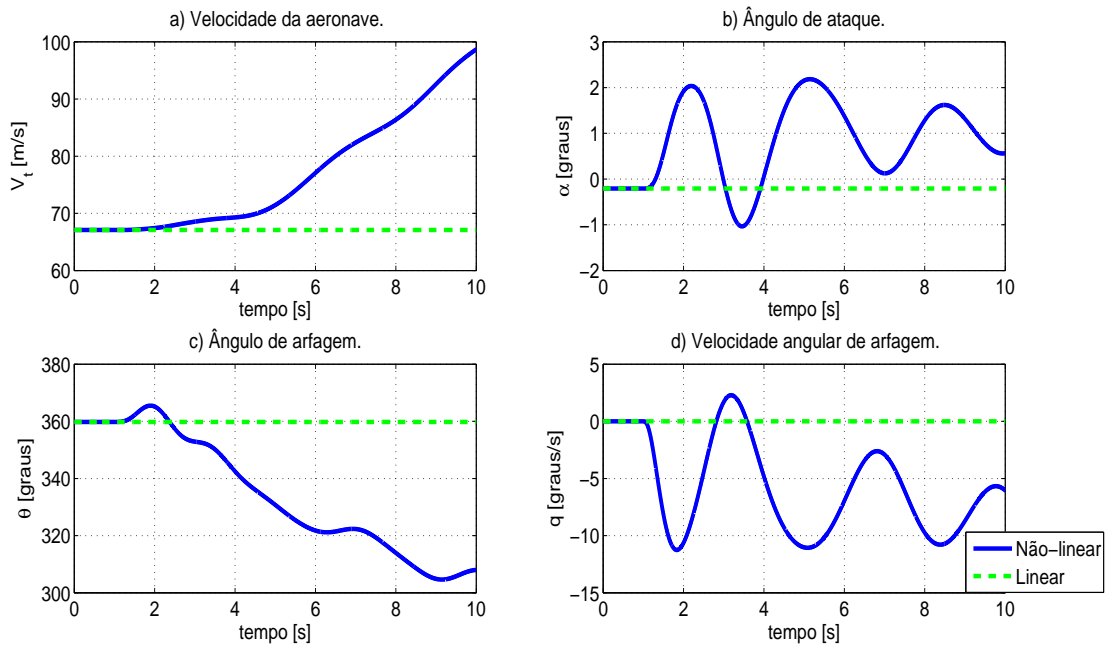
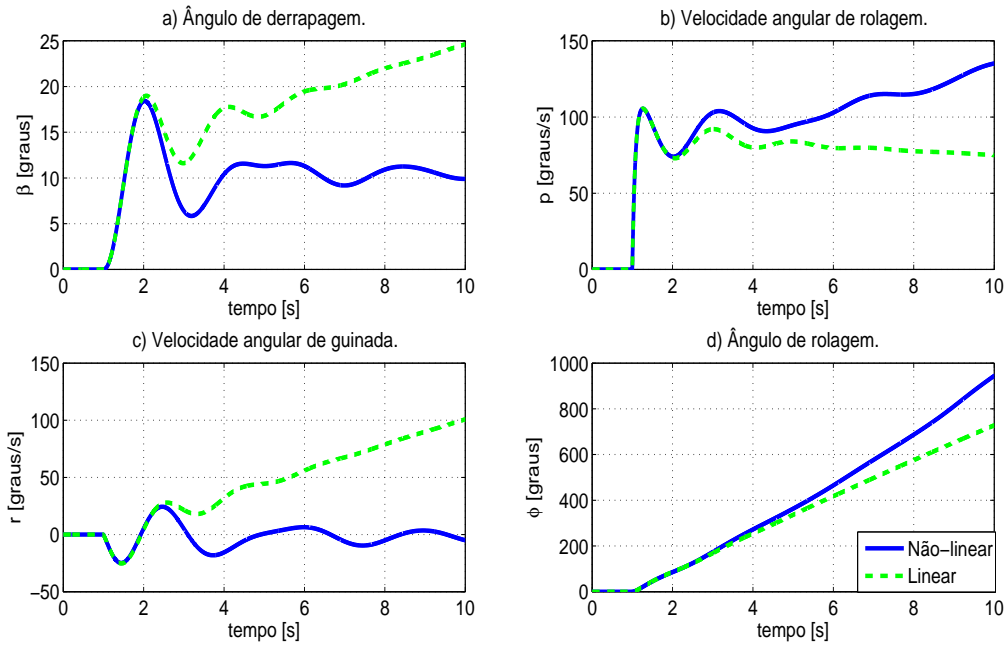


FIG. 3.7: Sinais de entrada para o caso 3.



Percebe-se que, diferentemente dos casos 1 e 2, neste caso, uma influência no aileron (entrada do modo látero-direcional), influencia no modo longitudinal. Resultado semelhante é encontrado se for aplicado um degrau no *aileron* no seu limite negativo.

### 3.5.4 ATUAÇÃO NO LEME

Semelhante ao caso anterior, aplicando-se um degrau no ângulo do leme,  $\delta_r$ , de  $0^\circ$  para  $16^\circ$  e mantendo-se as outras entradas no ponto de equilíbrio, de acordo com a FIG. 3.10. Da comparação dos modelos não-linear e linear para os modos látero-direcional e longitudinal, surgem respectivamente as FIGs. 3.11 e 3.12.

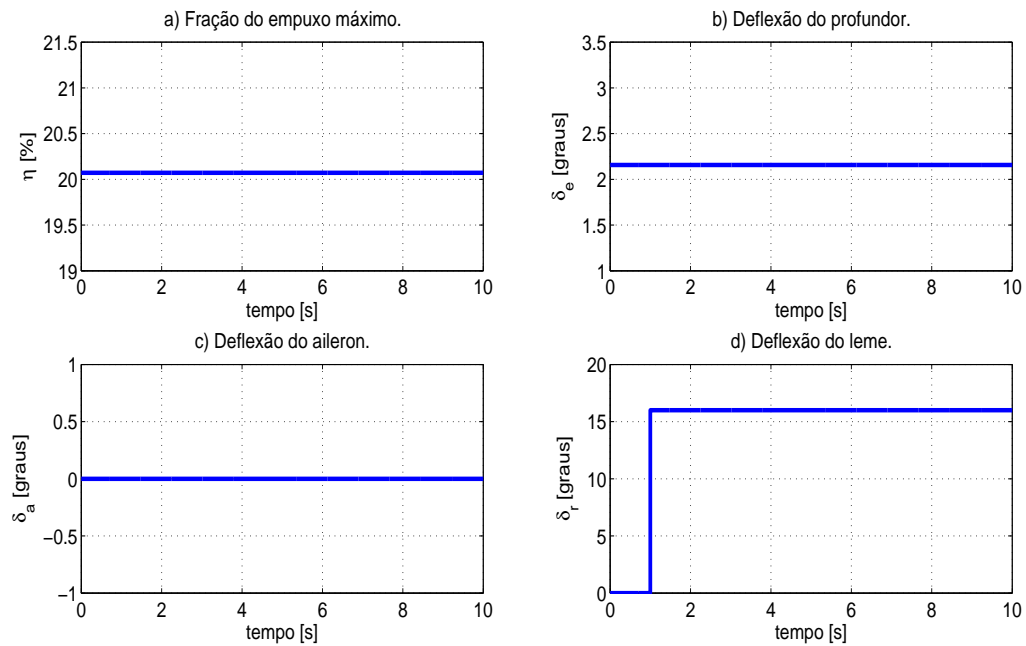


FIG. 3.10: Sinais de entrada para o caso 4.

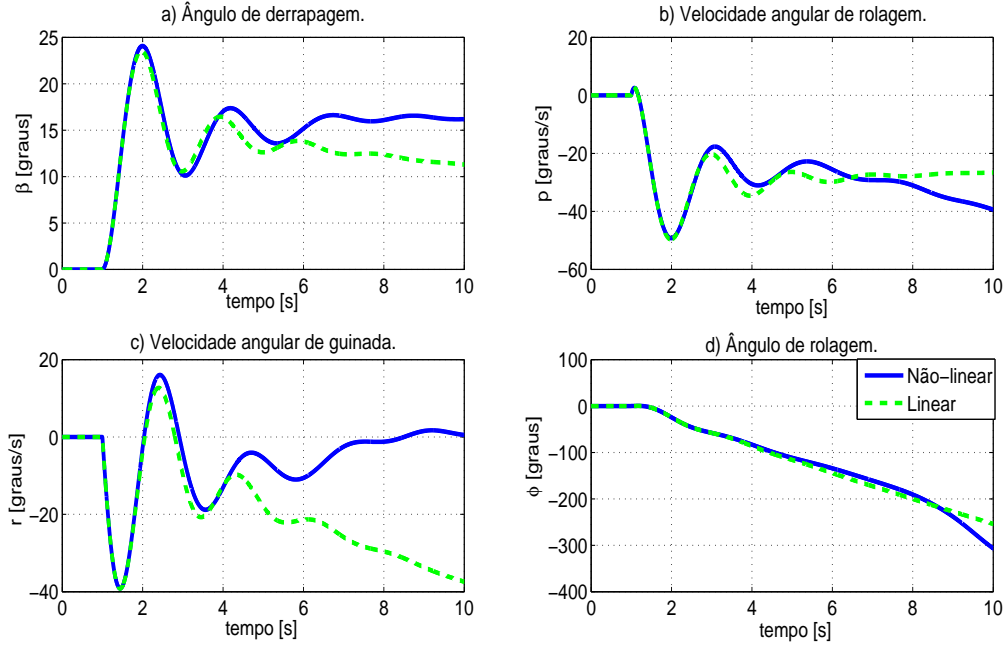


FIG. 3.11: Variáveis do modo látero-direcional ( $\delta_r = 16^\circ$ ).

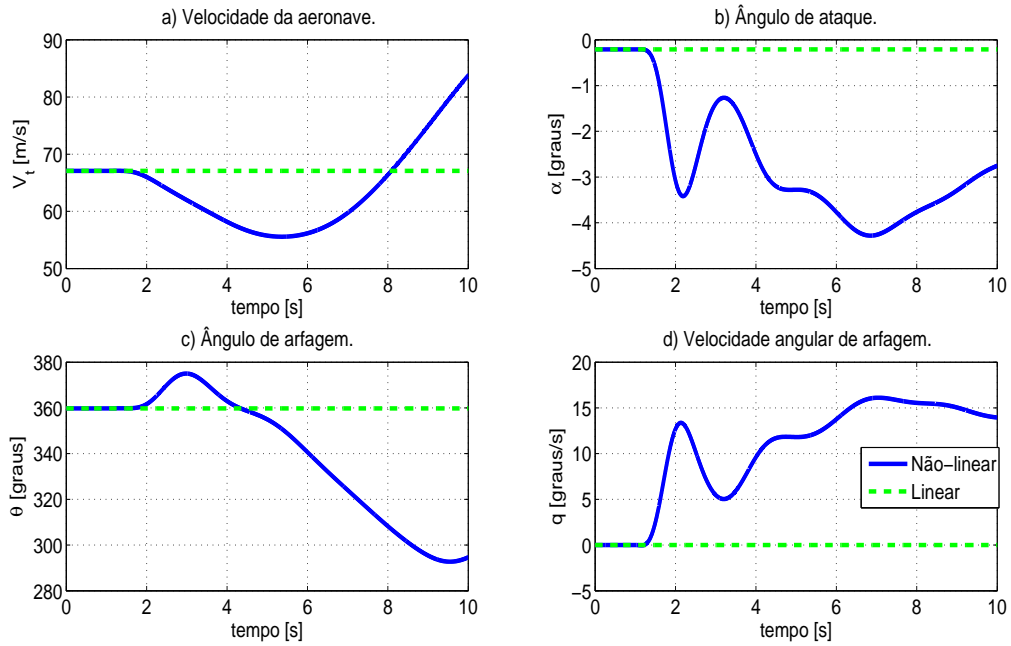


FIG. 3.12: Variáveis do modo longitudinal ( $\delta_r = 16^\circ$ ).

Semelhantemente ao caso 3, uma influência no leme, ocasionou mudanças nas variáveis do modo longitudinal. Resultado semelhante foi obtido na simulação no limite negativo do leme.

### 3.6 CONCLUSÕES

De todas as simulações realizadas neste capítulo, pôde-se observar que alterando-se as entradas do modo longitudinal nada interferem nas variáveis do modo látero-direcional, o contrário já não acontece, visto que os ailerons são responsáveis pela rolagem da aeronave e o leme é o dispositivo que controla o ângulo de guinada, e ambos interferem de alguma forma nas variáveis do modo longitudinal.

Como o interesse deste trabalho é somente no modo látero-direcional, os ensaios com o *aileron* e o leme podem ser considerados como comandos dados pelos controladores a serem projetados. Porém ações no profundor e no empuxo seriam interpretadas como perturbações ao modelo. A opção pelo tratamento do modo látero-direcional apenas adota como hipótese a existência de um outro controlador para o modo longitudinal, desacoplado, que trata dos problemas e melhora o desempenho deste modo.

Mais do que uma análise comparativa dos comportamentos dos modelos linear e não-linear, estas simulações serviram para dar um sentimento físico da ação das entradas nas variáveis.

A discrepância dos comportamentos dos modelos linear e não-linear observados se dá porque as entradas foram aplicadas nos seus limites físicos e em malha aberta. Somado a isso, o modelo linear é válido para a vizinhança do ponto de equilíbrio.

O modelo linear será então usado nos próximos capítulos tão somente para a especificação dos controladores. O modelo não-linear será empregado para a avaliação do desempenho dos controladores especificados.

No capítulo seguinte, será feita uma abordagem sobre o controlador da malha de estabilização, sua aplicação nesta malha, bem como um estudo de caso com simulações utilizando este controlador.

## 4 PROJETO DA MALHA DE ESTABILIZAÇÃO

Neste capítulo apresenta-se a especificação da malha de estabilização do modo látero-direcional da aeronave. São realizadas simulações comparativas das malhas fechadas de estabilização para os modelos linear e não-linear.

### 4.1 MALHA DE ESTABILIZAÇÃO

Neste trabalho, por hipótese, o VANT é inicialmente programado para realizar uma trajetória específica ou realizar uma varredura numa área delimitada, baseado em coordenadas geográficas previamente implantadas em sua memória interna. Supõe-se que as etapas de pouso e decolagem são tele-operadas por um piloto na estação de Terra. Após a decolagem e antes do pouso, em regiões pré-determinadas no espaço de operação, o VANT executa a trajetória programada de forma automática, apenas comunicando-se com a estação de Terra para informar o progresso da missão ou receber informações de reprogramação da etapa automática.

Como visto na Seção 2.3, a FIG. 4.1 apresenta as malhas de controle do VANT: malhas de estabilização, guiamento, geração de trajetória e controle da missão.

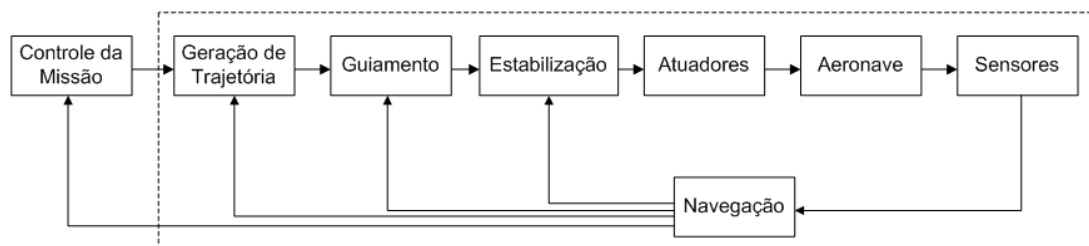


FIG. 4.1: Malhas de controle.

Na malha de controle da FIG. 4.1, o bloco Estabilização, que corresponde à malha de estabilização, é fundamental em todos os tipos de sistemas de controle automático de voo e é responsável pela estabilização da aeronave. Pode-se entender por estabilidade a tendência de um objeto retornar a sua posição de equilíbrio após qualquer perturbação sofrida. Para o caso de uma aeronave, a garantia da estabilidade está diretamente relacionada ao conforto, controlabilidade e segurança do voo (OGATA, 2003).

Neste trabalho, a malha de estabilização será composta por:



- Modelo do VANT no modo látero-direcional.
- Atuadores.
- Controlador.

A FIG. 4.2 apresenta a malha de estabilização.

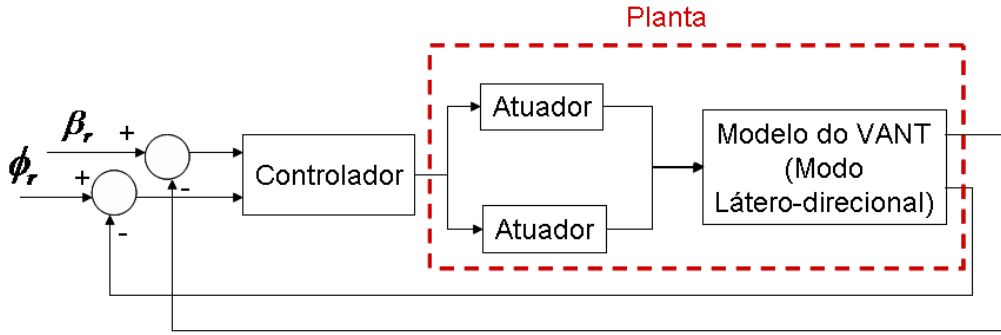


FIG. 4.2: Malha de estabilização.

Esta malha visa realimentar os sinais de entrada  $\beta_r$  e  $\phi_r$ . O modelo do modo látero-direcional é representado pelas matrizes  $A_{lat}$ ,  $B_{lat}$ ,  $C_{lat}$  e  $D_{lat}$  (EQ. 3.52 a 3.55) apresentadas na Seção 3.4. Por hipótese, a entrada de referência do ângulo de deslize lateral é nulo ( $\beta_r = 0$ ) e a entrada do ângulo de rolagem ( $\phi_r$ ) provém da malha de guiamento. O modelo em espaço de estados do bloco atuadores (PEREIRA, 2001) é:

$$A_{at} = \begin{bmatrix} -10 & 0 \\ 0 & -10 \end{bmatrix}; B_{at} = \begin{bmatrix} 10 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix}; C_{at} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}; D_{at} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad (4.1)$$

representando dois atuadores, cada um dos quais com função de transferência:

$$H_{at}(s) = \frac{10}{s + 10}. \quad (4.2)$$

Os atuadores são representados por funções de transferência de 1ª ordem com constante de tempo de 0,1 s e erro de estado estacionário nulo em regime permanente para entrada em degrau. Os atuadores respondem às entradas  $\delta_a$  e  $\delta_r$  da planta do modo látero-direcional.

Portanto, as matrizes em espaço de estados resultantes da interligação em série dos atuadores e o modelo da planta do modo látero-direcional correspondem a:

$$A = \begin{bmatrix} A_{lat} & B_{lat} \\ 0_{2 \times 4} & A_{at} \end{bmatrix}; B = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 2} & B_{at} \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} C_{lat} & 0_{4 \times 2} \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} 0_{4 \times 2} \end{bmatrix}. \quad (4.3)$$

as quais numericamente são:

$$A = \begin{bmatrix} -0,1871 & -0,0066 & -0,9917 & 0,1462 & 0 & 0,0890 \\ -30,1800 & 12,9751 & 2,1297 & 0 & 75,0255 & 4,7408 \\ 9,3248 & -0,3364 & -1,2141 & 0 & -3,5433 & -10,1964 \\ 0 & 1,0000 & -0,0036 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -10,0000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10,0000 \end{bmatrix}; \quad (4.4)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 10 & 0 \\ 0 & 10 \end{bmatrix}; C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}; D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4.5)$$

Na seção seguinte é abordada a especificação do controlador utilizado para a malha de estabilização, que no caso deste trabalho é um controlador LQR com observador de estados. Este tipo de controlador foi escolhido pela facilidade do seu desenvolvimento e também por atender as especificações de maneira satisfatória. Outros tipos de controladores foram testados, porém para não tornar o trabalho muito extenso, concentrou-se apenas naquele que apresentou melhor desempenho.

## 4.2 MODO DE ESTABILIZAÇÃO

Para a malha de estabilização definida na Seção 4.1, utilizou-se o projeto do controlador linear quadrático determinista LQR, considerando realimentação completa de estados e em seguida a especificação do observador de estados.

### 4.2.1 CONTROLADOR LQR

Na teoria de controle moderno e, em particular, o método do Regulador Linear Quadrático (LQR), existe a adoção de um índice de desempenho, que pode otimizar as quantidades físicas. O método LQR é baseado na minimização de um critério quadrático que está associado com o poder das variáveis de estado e os sinais de controle.

Considerando o sistema a ser controlado definido por:

$$\dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u} \quad (4.6)$$

$\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$  é o vetor de estados;

$\mathbf{u} \in \mathbb{R}^m$  é o sinal do sistema de controle;

$A$  e  $B$  são as matrizes da planta do modo látero-direcional unidas com as matrizes dos atuadores (EQs. 4.4 e 4.5).

O problema do controle ótimo quadrático é determinar a matriz de ganhos constante  $K_c$  do vetor de controle  $\mathbf{u} = -K_c\mathbf{x}$  no sentido de minimizar o índice de desempenho (OGATA, 2003).

$$J = \int_0^{+\infty} [\mathbf{x}^T Q_c \mathbf{x} + \mathbf{u}^T R_c \mathbf{u}] dt \quad (4.7)$$

em que  $Q_c$  é uma matriz real simétrica positiva definida ou positiva semi-definida e  $R_c$  uma matriz real simétrica definida positiva. As matrizes  $Q_c$  e  $R_c$  são funções custo, tipicamente elas são escolhidas como diagonais.

Para determinar os elementos da matriz de ganhos  $K_c$  que minimize o nível de desempenho, é necessário resolver a seguinte equação matricial de Ricatti (OGATA, 2003).

$$A^T P_c + P_c A - P_c B R_c^{-1} B^T + Q_c = 0 \quad (4.8)$$

em que:

$$K_c = R_c^{-1} B P_c \quad (4.9)$$

#### 4.2.2 SISTEMA SERVO

Para a especificação do controlador LQR, foi utilizado o projeto de um servosistema do tipo I (OGATA, 2003), no qual, o princípio básico é inserir um integrador no ramo direto entre o comparador e a planta, conforme a FIG. 4.3.

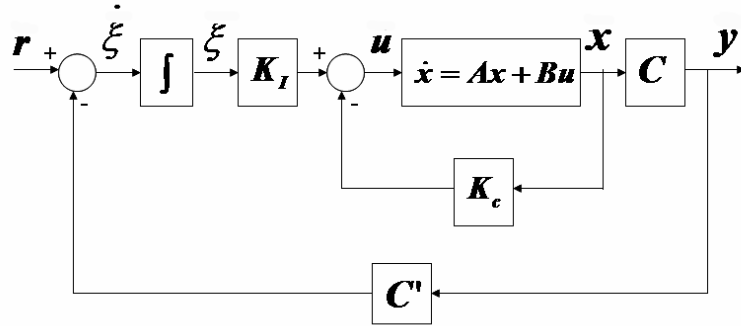


FIG. 4.3: Servosistema do tipo I.

Na FIG. 4.3:

$\mathbf{x}$ : vetor de estados da planta;

$\mathbf{u}$ : sinal de controle;

$\mathbf{y}$ : vetor de estados de saída;

$\xi$ : saída do integrador e

$\mathbf{r}$ : sinal de entrada de referência.

A matriz  $C'$  (EQ. 4.10) é utilizada para separar as variáveis  $\beta$  e  $\phi$  para comparação da entrada de referência, uma vez que as saídas da planta são as variáveis do modo lateral, obtidas do bloco *navegação*.

$$C' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

De acordo com a FIG. 4.3, pode-se escrever outras matrizes para a especificação do controlador LQR (OGATA, 2003):

$$\hat{A} = \begin{bmatrix} A & 0_{6 \times 2} \\ -C'C & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix} \hat{B} = \begin{bmatrix} B \\ 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}. \quad (4.11)$$

O estado aumentado e o vetor de entradas são respectivamente:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{x} \\ \xi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta \\ p \\ r \\ \phi \\ \delta_a \\ \delta_r \\ \xi_a \\ \xi_r \end{bmatrix} \mathbf{u} = \begin{bmatrix} u_a \\ u_r \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

As condições para a utilização destas matrizes é que elas sejam completamente controláveis e que  $Gp(s) = C'[C(sI - A)^{-1} - B]$  não possua zeros em  $s=0$ .

Utilizando-se o método do controlador Hessenberg, através da função *cntrlhs* do *toolbox* MATCONTROL (DATTA, 2004) verifica-se a controlabilidade destas matrizes. Também pode-se verificar que as 4 funções de transferências de  $Gp(s)$  não possuem zeros em  $s=0$ .

Sendo assim, foram estabelecidas como entradas  $\beta_d=0^\circ$  e  $\phi_d=50^\circ$ . O valor desejado  $\beta_d=0^\circ$  indica referência nula para o ângulo de derrapagem. O valor de  $\phi_d$  é o valor teórico de  $\phi$  necessário para a aeronave realizar uma curva com raio de curvatura ( $K_r$ ) de 500 m a uma velocidade ( $V_T$ ) de 67,0865 m/s, de acordo com a EQ. 4.13 (ROSKAM, 1979):

$$\phi_{m\acute{a}x} = \text{atan} \left( \frac{K_r g}{V_T^2} \right) \quad (4.13)$$

#### 4.2.3 ESPECIFICAÇÃO DO CONTROLADOR LQR

Os parâmetros dispostos abaixo foram escolhidos de modo a atender os requisitos de desempenho:

- a) Máxima sobre-elevação para  $\beta$ :  $M_p < 5^\circ$ ;
- b) máxima sobre-elevação para  $\phi$ :  $M_p < 5^\circ$ ;
- c) tempo de acomodação para  $\beta$ :  $t_s < 10$  s;
- d) tempo de acomodação para  $\phi$ :  $t_s < 10$  s e
- e) erro de estado estacionário nulo.

Estes requisitos foram arbitrados, tendo por base um comportamento genérico dos VANT. Na prática, devem ser oriundos do projeto do VANT, ou seja, do tipo de aplicação

a qual este se destina. As especificações de desempenho e robustez em estabilidade podem depender, por exemplo, do tipo de carga que é utilizada, como estabilidade em apontar uma câmera para uma área, etc.

Primeiramente, para o ajuste das matrizes  $Q_c$  e  $R_c$  foi utilizado a regra de Bryson, porém não foi obtido sucesso com os parâmetros de desempenho. Sendo assim, partindo de  $Q_c$  e  $R_c$  como matrizes identidades, relacionou-se cada elemento da diagonal de  $Q_c$  e  $R_c$  com a correspondente variável da planta (EQ. 4.12). Observou-se o efeito do aumento (100) e diminuição (0,01) do elemento isolado nos seguintes fatores: tempos de acomodação de  $\beta$  e  $\phi$ , sobre-elevação de  $\phi$  e valores máximos de  $\delta_a$  e  $\delta_r$ . Observou-se então que:

- Aumentando-se  $Q_{\xi_a}$  (elemento da diagonal de  $Q_c$  correspondente à variável  $\xi_a$ )  $\Rightarrow$  diminui-se o tempo de acomodação de  $\beta$ ;
- Aumentando-se  $Q_{\xi_r}$  (elemento da diagonal de  $Q_c$  correspondente à variável  $\xi_r$ )  $\Rightarrow$  diminui-se o tempo de acomodação de  $\phi$ , mas aumenta-se a sobre-elevação de  $\phi$ ;
- Aumentando-se  $Q_\phi$  (elemento da diagonal de  $Q_c$  correspondente à variável  $\phi$ )  $\Rightarrow$  diminui-se a sobre-elevação de  $\phi$  e diminui-se o tempo de acomodação geral;
- Diminuindo-se  $R_{u_a}$  (elemento da diagonal de  $R_c$  correspondente à variável  $u_a$ )  $\Rightarrow$  diminui-se a sobre-elevação e o tempo de acomodação geral.

Portanto, por tentativa e erro foram escolhidos:

$$Q_\phi = 100; Q_{\xi_a} = 1000; Q_{\xi_r} = 1000; R_{u_a} = 0,01 \quad (4.14)$$

Assim, o cálculo do ganho do controlador  $K_c$  foram utilizadas as matrizes de ponderação  $Q_c$  e  $R_c$ :

$$Q_c = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 100 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1000 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1000 \end{bmatrix} \quad R_c = \begin{bmatrix} 0,01 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

A partir das matrizes  $Q_c$  e  $R_c$  resolveu-se a equação algébrica de Ricatti (EQ. 4.8), utilizando-se a função do MATLAB de solução contínua no tempo das equações algébricas de Ricatti, como por exemplo, a função *care*, utilizando-se  $\hat{A}$  e  $\hat{B}$  no lugar das matrizes  $A$  e  $B$ .

O mesmo ocorre para a EQ. 4.9, onde foi utilizado  $\hat{B}$  no lugar da matriz  $B$ . Sendo que:

$$\hat{K}_c = \begin{bmatrix} K_c & -K_I \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

numericamente, tem-se:

$$K_c = \begin{bmatrix} 4,0043 & 10,0078 & -0,8915 & 133,8676 & 14,8678 & 1,1880 \\ 10,4185 & -0,0800 & -2,1509 & -1,5863 & 0,0119 & 1,5459 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$K_I = \begin{bmatrix} 36,2493 & 314,1433 \\ 31,4143 & -3,6249 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

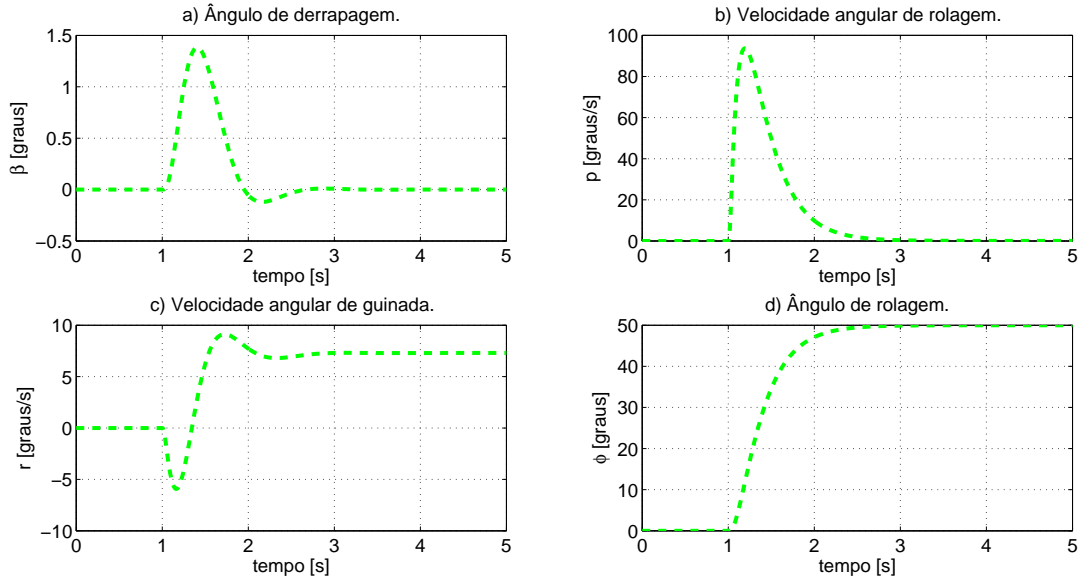
Os autovalores de  $\hat{A} - \hat{K}_c \hat{B}$  são:

$$\begin{aligned} \lambda_{1,2} &= -79,4877 \pm 35,1540i; \\ \lambda_{3,4} &= -3,3657 \pm 4,5156i; \\ \lambda_5 &= -10,9383; \\ \lambda_6 &= -10,0797; \\ \lambda_7 &= -8,4187; \\ \lambda_8 &= -3,3697. \end{aligned} \quad (4.19)$$

Para uma confirmação inicial do desempenho do controlador LQR especificado, foi realizada uma simulação do sistema em malha fechada linear. A FIG. 4.4 representa o modelo a ser simulado feito no ambiente *MATLAB/ Simulink*:







1

FIG. 4.5: Variáveis do modo látero-direcional do modelo linear com o controlador LQR com realimentação de estados completa ( $\phi_d=50^\circ$ ).

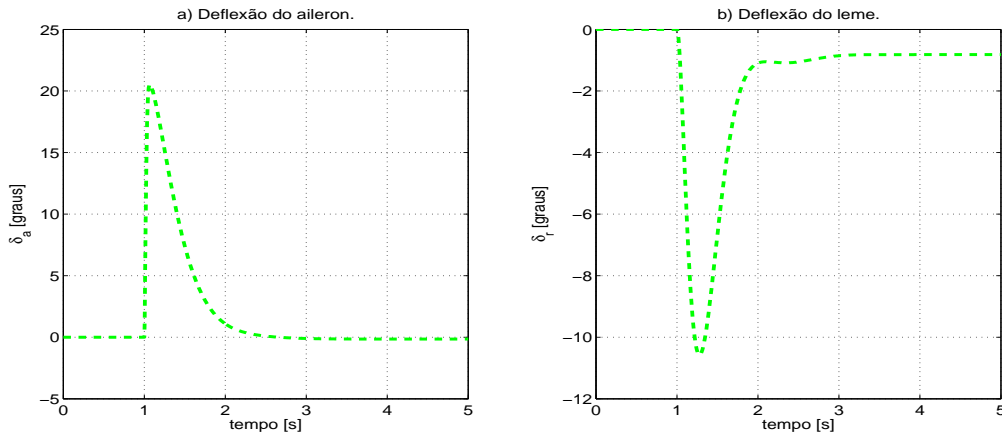


FIG. 4.6: Deflexões no aileron e no leme com o controlador LQR ( $\phi_d=50^\circ$ ).

#### 4.2.4 ESPECIFICAÇÃO DO OBSERVADOR DE ESTADOS

Antes de partir para esta vertente, foi realizada uma tentativa usando o filtro de Kalman com o controlador LQR, sendo portanto, um controlador LQG. Foi verificado, porém, que mesmo fazendo  $Q_e \gg R_e$ , ou seja, fazendo o ruído de medidas ser muito menor que o ruído de perturbação, ainda assim, dentro de muitas tentativas, um dos pólos do observador era bem mais lento que os pólos do controlador LQR, pois não existia uma definição de ruído ou medida neste sistema.

Sendo assim, concluiu-se que o controlador LQG não fazia sentido neste sistema

dentro dos condicionantes estabelecidos.

Foi adotada então, a solução do observador clássico de ordem completa. O critério utilizado para o projeto foi então a alocação de pólos.

De acordo com OGATA (2003), os pólos do observador são usualmente escolhidos de tal forma que a resposta do observador seja bem mais rápida que a do sistema. Uma regra prática é escolher a resposta do observador pelo menos duas ou cinco vezes mais rápida que a resposta do sistema. O esquema do observador está ilustrado na FIG. 4.7.

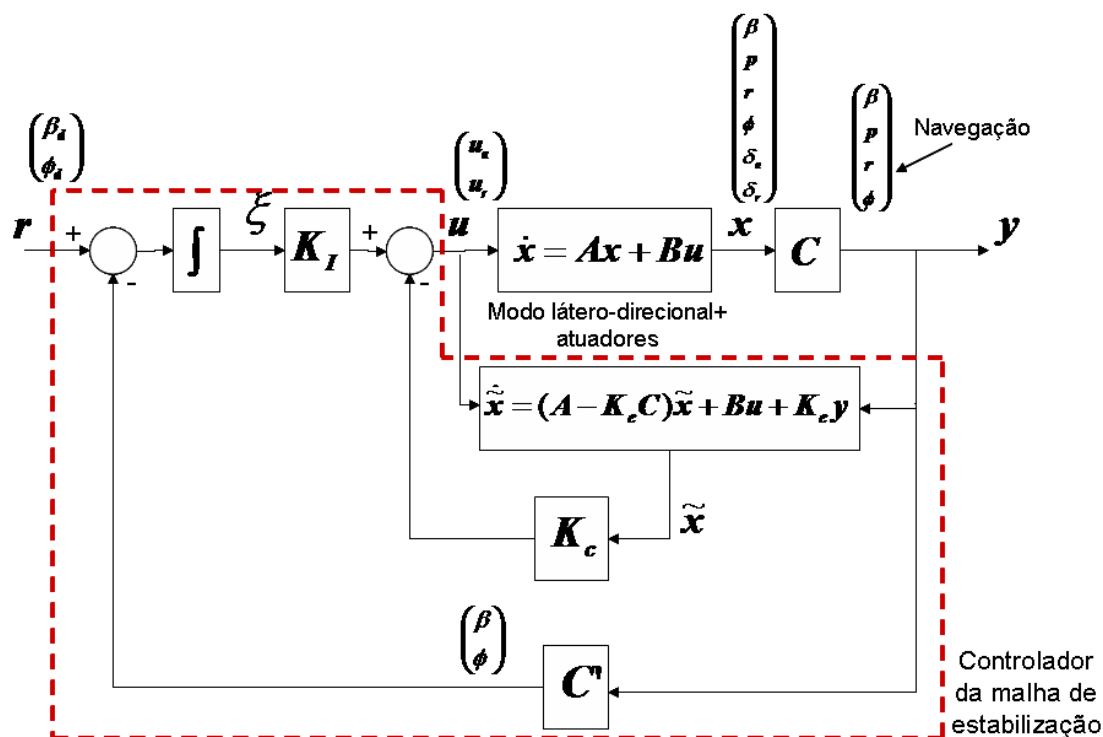


FIG. 4.7: Controlador da malha de estabilização (LQR+observador de estados).

Observando que o maior pólo do controlador LQR é  $-79,0803 + 34,8306i$  e que possui valor absoluto  $86,4110$ . Escolheram-se então os pólos do observador em aproximadamente três vezes este pólo, isto é, em  $-260$ .

Utilizou-se do problema dual de locação de pólos e de funções eficientes do toolbox MATCONTROL (DATTA, 2004), pelo fato das funções *acker* e *place* do MATLAB, não serem eficientes. A função *acker* faz a alocação de pólos usando a fórmula de Ackermann, enquanto que a função *place* utiliza um algoritmo que para sistemas de múltiplas entradas, otimiza a escolha dos autovetores para uma solução robusta. A função utilizada do MATCONTROL foi a *poleqrm* que é uma rotina que implementa o algoritmo existente na subseção 11.3.2 de DATTA (2004), que é um algoritmo para o problema de atribuição

de autovalores em múltiplas entradas e que realiza a mesma finalidade das funções *acker* e *place*, porém utilizando-se de um algoritmo diferente.

Desta forma, os pólos desejados do observador foram:

$$p_e = \begin{bmatrix} -260 & -260 & -260 & -260 & -260 & -260 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

Sendo assim, a partir da função *poleqrm* do *toolbox* MATCONTROL, obteve-se a matriz de ganhos do observador:

$$K_e = \begin{bmatrix} 259,9 & -0,1 & -3,2 & 0,1 \\ -0,1 & 497,0 & 2,4 & 0 \\ -2,2 & 0 & 508,7 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 260,0 \\ -3,9 & 829,7 & 396,0 & 0 \\ 55,9 & 52,4 & -6266,8 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Pode-se provar a partir da FIG. 4.7, que:

$$\begin{bmatrix} \dot{\tilde{x}} \\ \dot{\xi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} A - BK_c - K_e C & BK_I \\ 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 2} \end{bmatrix}}_{A_c} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \xi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{6 \times 2} & K_e \\ I_{2 \times 2} & -C' \end{bmatrix}}_{B_c} \begin{bmatrix} r \\ y \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$u = \underbrace{\begin{bmatrix} -K_c & K_I \end{bmatrix}}_{C_c} \begin{bmatrix} \tilde{x} \\ \xi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{2 \times 6} \end{bmatrix}}_{D_c} \begin{bmatrix} r \\ y \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

Sendo assim, as matrizes do controlador LQR juntamente com o observador de estados apresenta como matrizes em espaço de estados,  $A_c$ ,  $B_c$ ,  $C_c$  e  $D_c$ , respectivamente representadas nas EQs. 4.24 a 4.27.

$$A_c = \begin{bmatrix} -260,1 & 0,1 & 2,2 & 0 & 0 & 0,1 & 0 & 0 \\ -30,1 & -510 & -0,3 & 0 & 75,0 & 4,7 & 0 & 0 \\ 11,5 & -0,3 & -509,9 & 0 & -3,5 & -10,2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -260,0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -36,2 & -929,8 & -387,1 & -1338,7 & -158,7 & -11,9 & 362,5 & 3141,4 \\ -160,1 & -51,6 & 6288,3 & 15,9 & -0,1 & -25,5 & 314,1 & -36,2 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.24)$$

$$B_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 259,9 & -0,1 & -3,2 & 0,1 \\ 0 & 0 & -0,1 & 497,0 & 2,4 & 0 \\ 0 & 0 & -2,2 & 0 & 508,7 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1,0 & 0 & 260 \\ 0 & 0 & -3,9 & 829,7 & 396,0 & 0 \\ 0 & 0 & 55,9 & 52,4 & -6266,8 & 0 \\ 1,0 & 0 & -1,0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1,0 & 0 & 0 & 0 & -1,0 \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

$$C_c = \begin{bmatrix} -4,0043 & -10,0078 & 0,8915 & -133,8676 & -14,8678 & -1,1880 & 36,2493 & 314,1433 \\ -10,4185 & 0,0800 & 2,1509 & 1,5863 & -0,0119 & -1,5459 & 31,4143 & -3,6249 \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

$$D_c = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

Para uma nova avaliação preliminar do controlador LQR com observador de estados foi realizada uma simulação do sistema em malha fechada com o modelo linear. O diagrama de simulação implementado no *Simulink* está representado na FIG. 4.8.

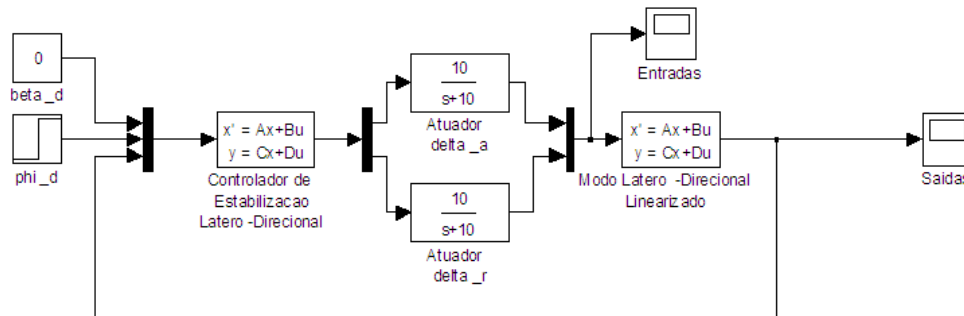


FIG. 4.8: Diagrama de simulação no *Simulink* com o controlador LQR associado ao observador de estados.

As simulações correspondentes a um degrau de  $50^\circ$  aplicado no  $\phi_d$  a partir de 1 s, durante um tempo de simulação de 5 s, estão representadas nas FIGs. 4.9 e 4.10, as quais ilustram as variáveis do modo látero-direcional e as deflexões no *aileron* e no leme.

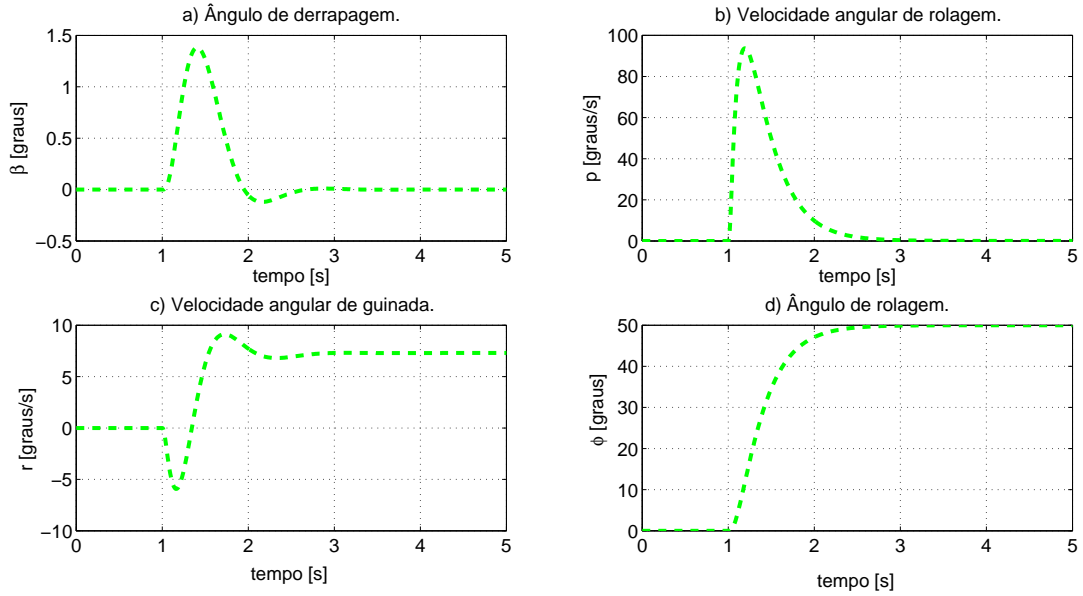


FIG. 4.9: Variáveis do modo látero-direcional com o controlador LQR associado ao observador de estados.

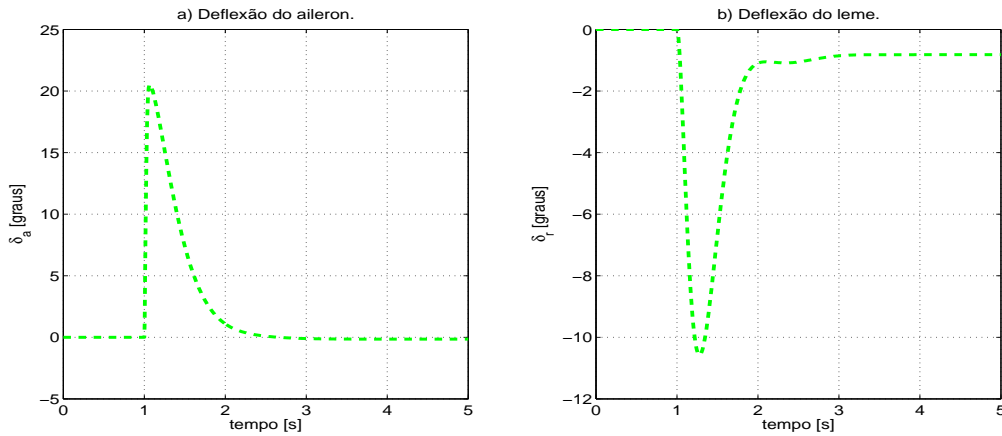


FIG. 4.10: Deflexões do *aileron* e do leme com o controlador LQR associado ao observador de estados.

Pode-se concluir destas simulações em comparação com as do Caso 1, que nestas, o tempo de acomodação do  $\beta$  e  $\phi$  manteve-se em 3 s, que ainda é satisfatório, uma vez que para os requisitos de desempenho, foram arbitrados um tempo de acomodação de 10 s.

### 4.3 COMPARAÇÃO DOS MODELOS NÃO-LINEAR E LINEAR COM O CONTROLADOR DA MALHA DE ESTABILIZAÇÃO

Nesta seção, foi utilizado o modelo não-linear completo da aeronave *Cessna*, porém com as derivadas das variáveis do modo longitudinal ( $\dot{V}_T, \dot{\alpha}, \dot{q}, \dot{\theta}$  e  $\dot{z}$ ) iguais a zero, torando,

desta forma, o voo somente no modo látero-direcional. Trabalha-se nesta hipótese com o desacoplamento dos modos látero-direcional e longitudinal, juntamente com a hipótese da existência de um controlador para estabilização do modo longitudinal.

Para os saturadores, foram incluídos os valores encontrados no *Flight Gear* (OLSON, 2010) para o *aileron* e para o leme, que correspondem aos valores  $-15^\circ < \delta_a < 20^\circ$  e  $-16^\circ < \delta_r < 16^\circ$ .

O modelo não-linear foi então comparado com o modelo linear do modo látero-direcional. O diagrama implementado no ambiente *Simulink/MATLAB* está ilustrado na FIG. 4.11.

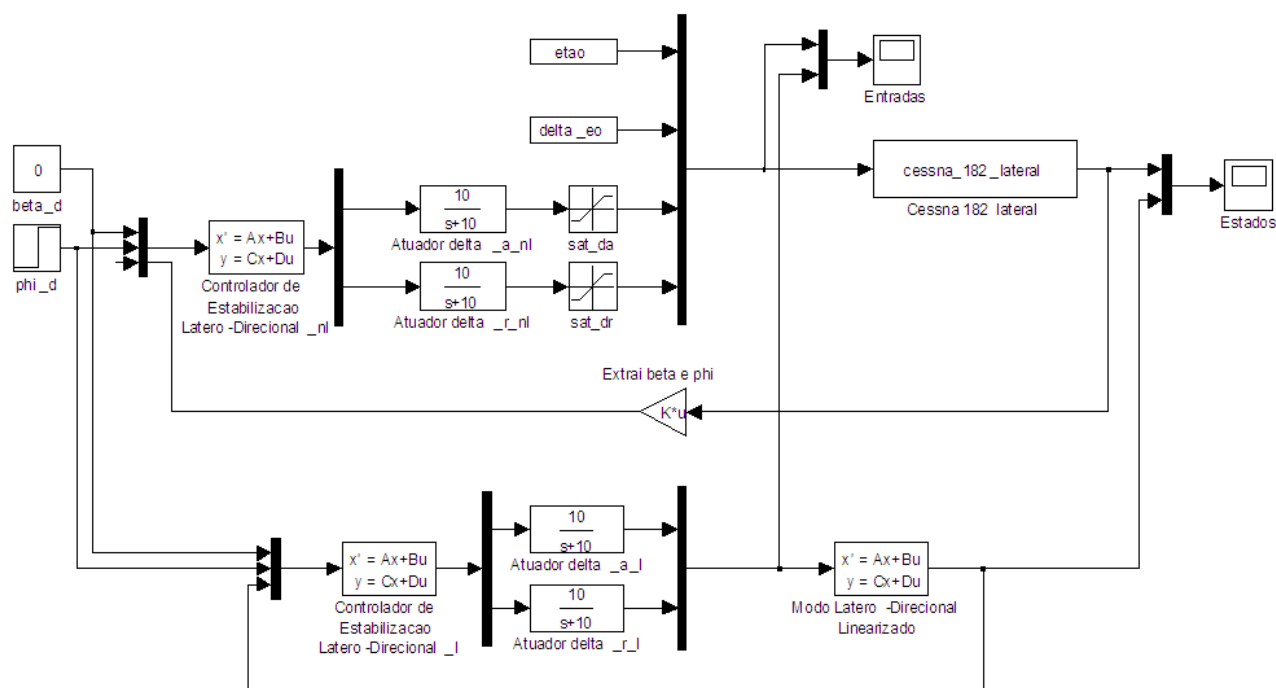


FIG. 4.11: Diagrama no *Simulink* da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear.

Esta simulação foi realizada durante 10 s, aplicando-se uma entrada degrau de  $50^\circ$  no  $\phi_a$  a partir de 1 s. As entradas do modo longitudinal do modelo não-linear foram mantidas constantes e iguais às do ponto de equilíbrio.

Sendo assim, os resultados desta simulação estão ilustrado nas FIGs. 4.12, 4.13 e 4.14 e representam, respectivamente, as variáveis do modo látero-direcional, as deflexões no *aileron* e no leme dos modelos não-linear e linear, bem como as coordenadas da aeronave do modelo não-linear.

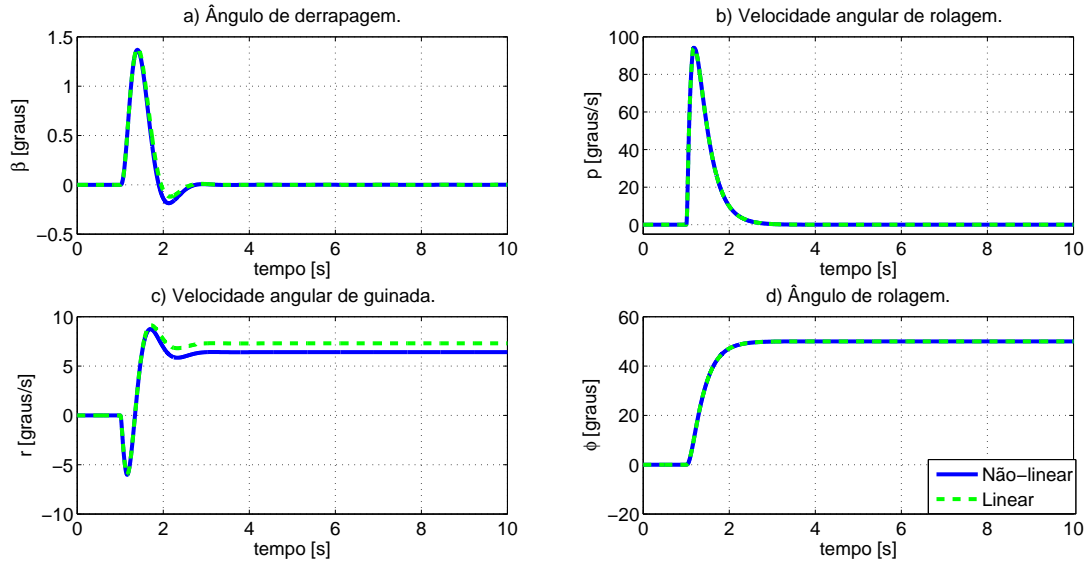


FIG. 4.12: Variáveis do modo látero-direcional oriundas da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear.

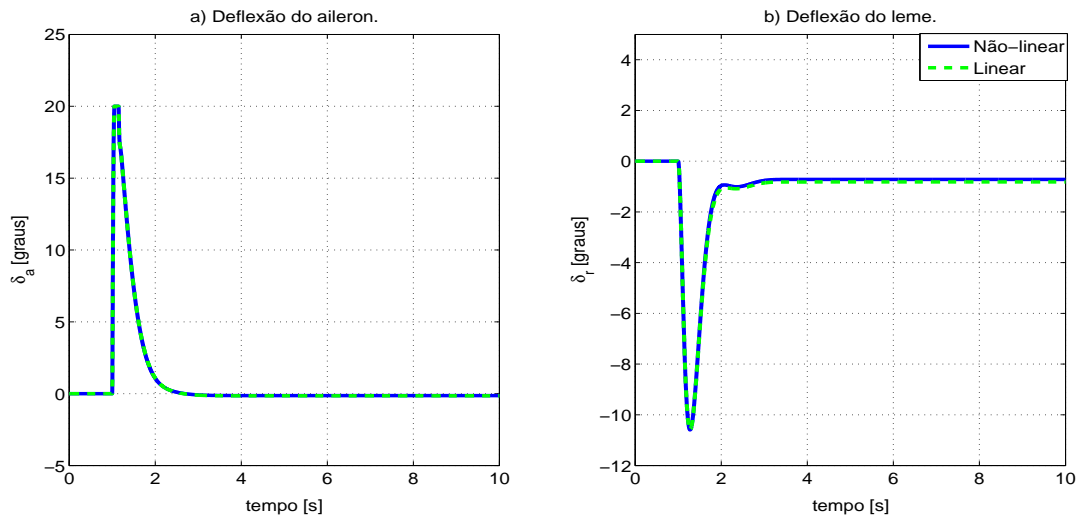


FIG. 4.13: Deflexões no *aileron* e no leme oriundas da malha de estabilização nos modelos não-linear e linear.

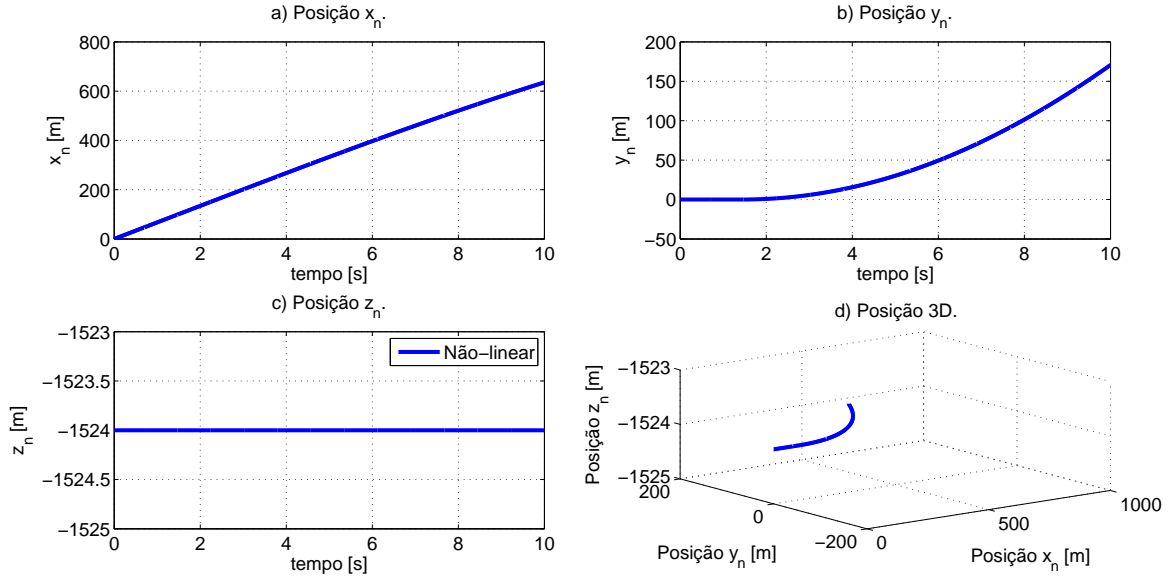


FIG. 4.14: Coordenadas da aeronave oriundas da malha de estabilização no modelo não-linear.

Conclui-se portanto, que chegou-se um controlador com o seguinte desempenho, para  $\phi_d = \phi$ :

- Tempos de acomodação: 3 s para  $\beta$  e  $\phi$ ;
- $\phi$  sem sobre-elevação;
- $\beta$  com máxima sobre-elevação de  $2^\circ$ ;
- Erro de estado estacionário nulo para  $\beta$  e  $\phi$ ;
- $|\delta_a|_{máx} = 20^\circ$  e  $|\delta_r|_{máx} = 11^\circ$  para  $\phi_d = 50^\circ$ ;

Pode-se comprovar que as especificações foram atendidas, as quais dependem do emprego de cada aeronave. Como o objetivo deste trabalho é utilizar o modelo da aeronave somente para simulações e a malha só se destina a cumprir a estabilização, os requisitos de estabilidade propostos (máxima ultrapassagem, tempo de acomodação e erro de estado estacionário nulo) foram atendidos. Com isso, constata-se que o controlador LQR associado ao observador de estados projetado se comportou de maneira satisfatória (erro entre os modelos linear e não-linear  $< 10\%$ ) nas variáveis do modo látero-direcional.

Por fim, foi realizada uma série de simulações com o modelo não-linear submetido à malha de estabilização para confirmação do raio de curvatura máximo, parâmetro fundamental para as estratégias de geração de trajetória, como é visto no capítulo 6.

Foram realizados ensaios com o modelo não-linear submetido à malha de estabilização para  $\phi_d = 50^\circ$ , com tempos de simulação de 100, 200, 400, 600, 800 e 1000 s.

Em todos estes ensaios observou-se que o veículo realizou uma trajetória circular



no eixo  $x_N \times y_N$ , como indicado nas FIGs. 4.15, 4.16 e 4.17 para  $\phi_d = 50^\circ$  e tempo de simulação de 200 s.

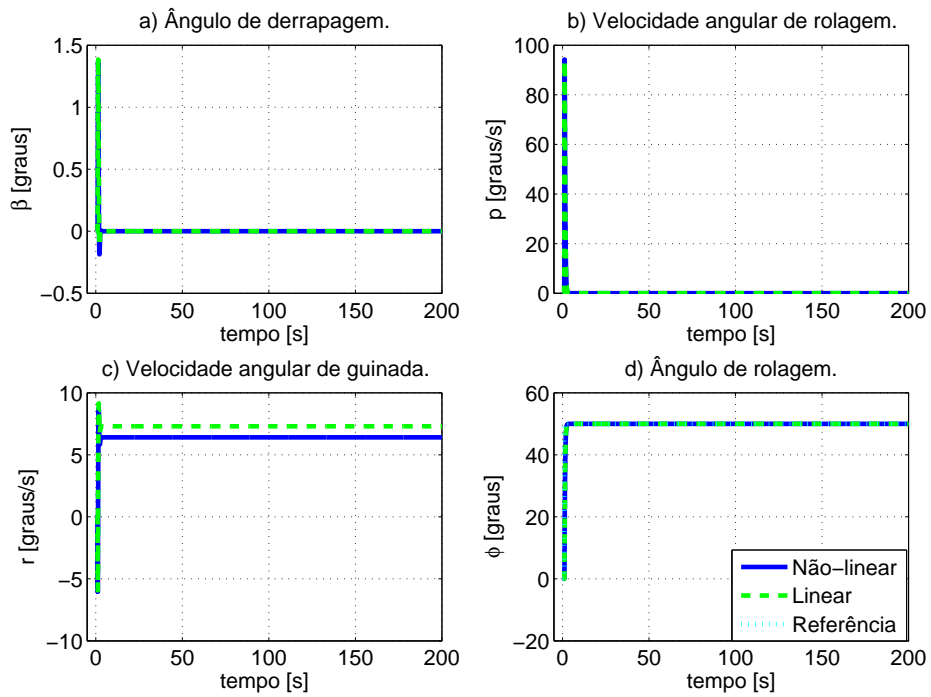


FIG. 4.15: Variáveis do modo látero-direcional da aeronave *Cessna* oriundas da malha de estabilização para  $\phi_d = 50^\circ$  e tempo de simulação de 200 s.

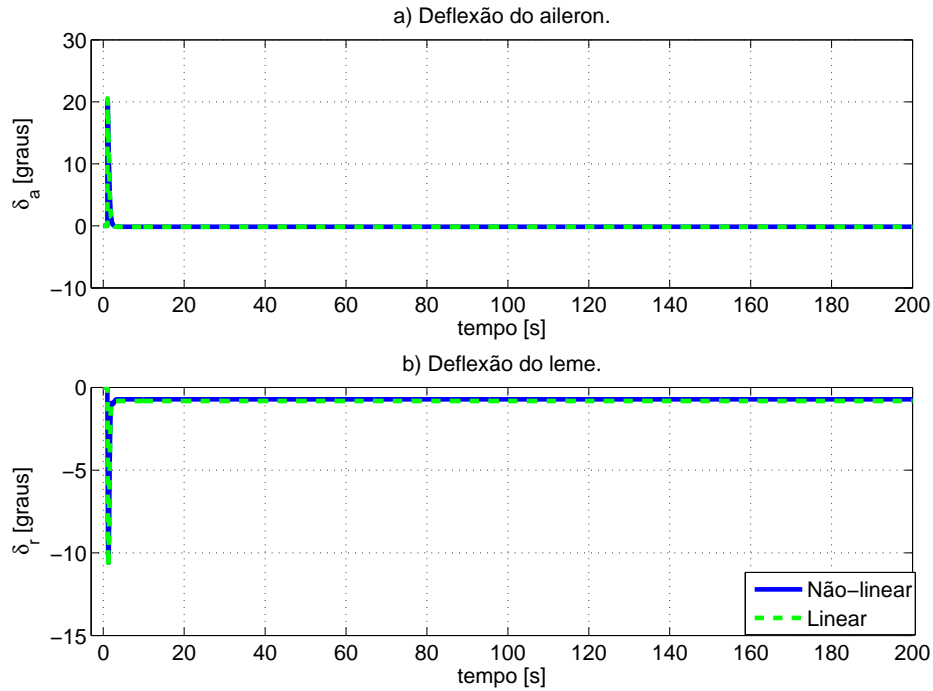


FIG. 4.16: Deflexões do *aileron* e do leme da aeronave *Cessna* oriundas da malha de estabilização para  $\phi_d = 50^\circ$  e tempo de simulação de 200 s.

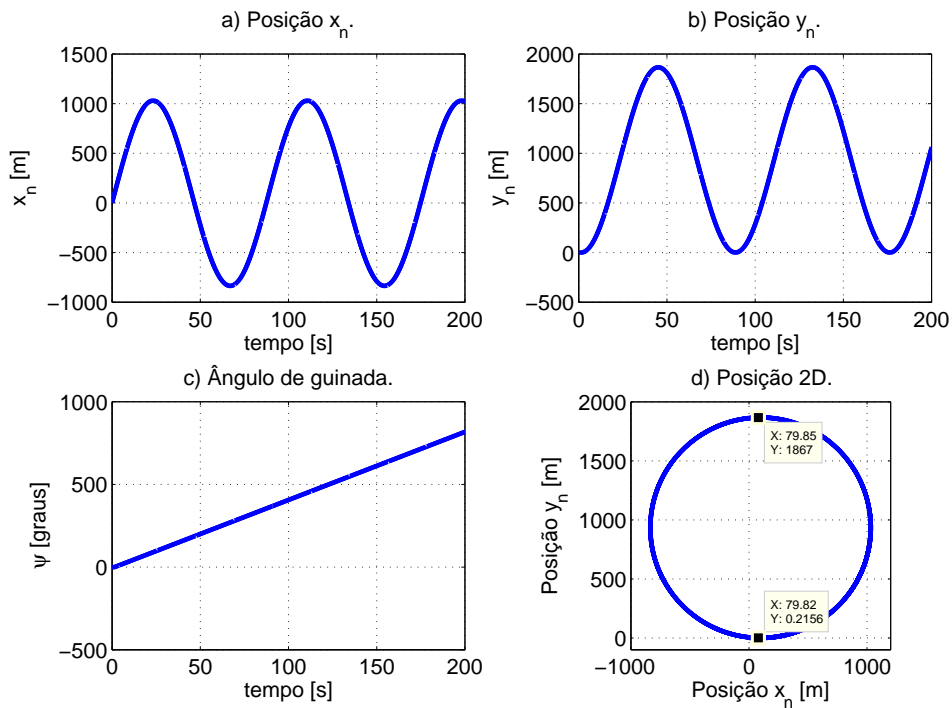


FIG. 4.17: Trajetória e ângulo de guinada da aeronave *Cessna* oriundas da malha de estabilização para  $\phi_d = 50^\circ$  e tempo de simulação de 200 s.

Observa-se que  $|\phi_d|=50^\circ$  é o máximo  $\phi_d$  para a não saturação das deflexões do *aileron* e do leme. Com base nas análises determinou-se que o raio máximo de curvatura ( $R_r$ ) é 933,56 m para  $|\phi_d|=50^\circ$ .

Este resultado contraria a expressão:

$$K_r = \frac{V_T^2}{g \tan(\phi_{m\acute{a}x})}, \quad (4.28)$$

em que se encontra um valor de 500 m para  $K_r$  para  $\phi_{m\acute{a}x}=50^\circ$ , pois esta expressão não leva em conta a cinemática do movimento, não tendo em conta as relações dinâmicas sobre o mesmo.

No próximo capítulo é abordada a malha de guiamento, com o seu respectivo projeto do controlador, fazendo uso da malha de estabilização projetada neste capítulo.

## 5 PROJETO DO GUIAMENTO

Neste capítulo é realizado o projeto do controlador da malha de guiamento, a qual é uma importante etapa no plano de voo da aeronave, em que é dado o rumo no qual a aeronave deve seguir. Ao final do capítulo são realizadas simulações do modelo não-linear juntamente com o controlador do guiamento projetado.

### 5.1 SISTEMAS DE GUIAMENTO

De acordo com HARRIS (1992), o processo de apontar um veículo para seguir determinado caminho é chamado de guiamento. Este se preocupa em manter o centro de gravidade da aeronave sobre determinada trajetória (PEREIRA, 2001). Tradicionalmente, os sistemas de guiamento são projetados usando métodos de projeto para controle e estratégias simples como linha de visada (*LOS*<sup>1</sup>) para guiagem. Basicamente, são dois os tipos de guiamento (HARRIS, 1992):

- Tipo trajetória contínua (TC).
- Método ponto a ponto (PP).

O tipo trajetória contínua controla o veículo para seguir uma trajetória contínua, e no método ponto a ponto, o veículo é controlado para seguir um ponto objetivo intermediário.

A principal vantagem do tipo TC sobre o método PP é a maneira pela qual a aeronave estabelece um ponto corrente na trajetória através de transições suaves, isto é, evitam-se grandes transições e grandes acelerações oriundas de comutação de um segmento de trajetória para outro. Porém, neste trabalho, considera-se necessário cumprir uma determinada missão utilizando uma aeronave não-tripulada, havendo assim a necessidade de se pré-definir uma trajetória a ser seguida pelo veículo. Desta forma, será utilizado o método ponto a ponto, que controla o veículo para seguir um ponto objetivo intermediário. Apesar de ser um dos métodos mais simples de guiamento, enquadra-se nos propósitos desta dissertação.

---

<sup>1</sup>line of sight

## 5.2 MALHA DE GUIAMENTO UTILIZADA

A malha de guiamento é responsável por fazer com que a aeronave siga determinados comandos em altitudes e rumos, que por sua vez são fornecidos pelo módulo de geração de trajetória autônoma, de acordo com a FIG. 2.5.

A malha de controle externa processa os sinais do guiamento, oriundos dos sensores de navegação. Neste trabalho, em que o controle é baseado na malha externa, o modo de operação é o modo látero-direcional. Desta forma, a coordenada  $z$  é desprezada neste trabalho, pois considera-se que a aeronave voa a uma altitude constante. O modo longitudinal também é tratado na literatura, mas não é abordado neste trabalho.

O esquema de controle da malha de guiamento está representado na FIG. 5.1:

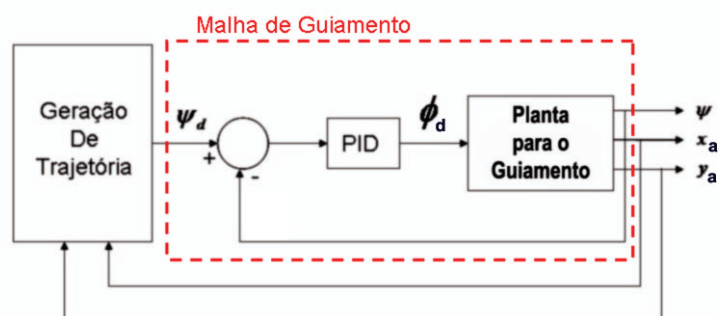


FIG. 5.1: Esquema de controle da malha de guiamento.

Observa-se que o controlador utilizado para a malha de guiamento é um controlador do tipo proporcional-integral-derivativo (PID). Este controlador foi escolhido por ser o mais encontrado na maioria dos artigos e livros consultados e por ser, de certa forma, simples de ser projetado. Ele transforma o erro do ângulo de guinada desejado em relação ao ângulo de guinada atual da aeronave no ângulo de rolagem a ser seguido pela aeronave.

O bloco Geração de Trajetória da FIG. 5.1 tem a função de guiar a aeronave na direção do rumo desejado, obtido a partir da malha de guiamento, até as coordenadas dos pontos alvos. Este bloco será abordado com mais detalhes no capítulo seguinte.

## 5.3 PLANTA PARA A MALHA DE GUIAMENTO

A planta para o guiamento está ilustrada na FIG. 5.2.

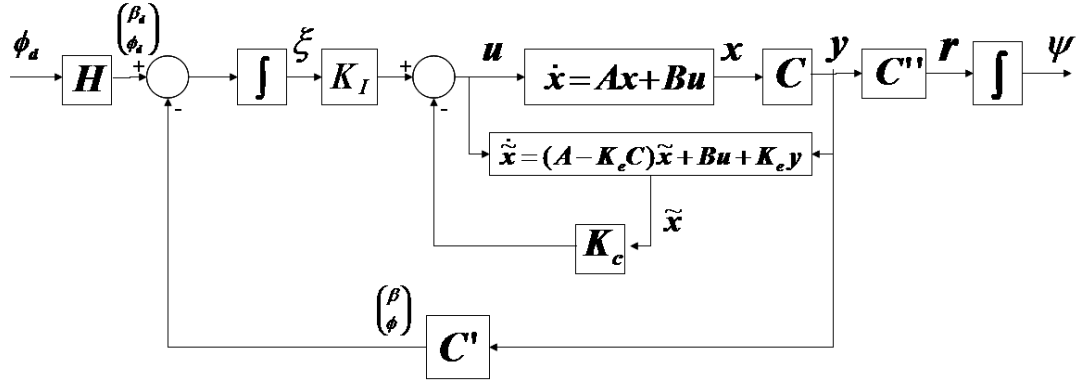


FIG. 5.2: Planta para a malha de guiamento.

Na FIG. 5.2, tem-se:

$\mathbf{x} = [\beta \ p \ r \ \phi \ \delta_a \ \delta_r]^T$  é o vetor de estados,

$\tilde{\mathbf{x}} = [\tilde{\beta} \ \tilde{p} \ \tilde{r} \ \tilde{\phi} \ \tilde{\delta}_a \ \tilde{\delta}_r]^T$  é o vetor de estados estimados,

$\xi = [\int erro_{\beta} \ \int erro_{\phi}]^T$  é a integral dos erros em  $\beta$  e  $\phi$ , respectivamente,

$\mathbf{u} = [u_a \ u_r]^T$  é o vetor de entradas para os atuadores e

$\mathbf{y} = [\beta \ p \ r \ \phi]$  é o vetor de saídas da planta.

e também:

$C' = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$  é uma matriz para se extrair os elementos  $\beta$  e  $\phi$  para comparação com a referência,

$C'' = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$  é uma matriz para se extrair a saída  $r$  e gerar, após integração, a saída  $\psi$ , e

$H = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix}$  é um vetor para se gerar a entrada  $[\beta_d \ \phi_d]$  com  $\beta_d = 0^\circ$ .

Pode-se observar que substituindo os valores de  $q, r, \phi$  e  $\theta$  do ponto de equilíbrio na EQ. 3.34, referente a  $\dot{\psi}$ , conclui-se que  $\dot{\psi} = r$ . Sendo assim, as matrizes em espaço de estado da planta do guiamento correspondente à FIG. 5.2 está ilustrada nas EQ. 5.1 e 5.2.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{\tilde{x}} \\ \dot{\xi} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} A & -BK_c & BK_I & 0_{6 \times 1} \\ K_e C & A - K_e C - BK_c & BK_I & 0_{6 \times 1} \\ -C' C & 0_{2 \times 6} & 0_{2 \times 2} & 0_{2 \times 1} \\ C'' C & 0_{1 \times 6} & 0_{1 \times 2} & 0_{1 \times 1} \end{bmatrix}}_{A_\psi} \begin{bmatrix} x \\ \tilde{x} \\ \xi \\ \psi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{6 \times 1} \\ 0_{6 \times 1} \\ H \\ 0_{1 \times 1} \end{bmatrix}}_{B_\psi} \phi_d \quad (5.1)$$

$$\psi = \underbrace{\begin{bmatrix} 0_{1 \times 6} & 0_{1 \times 6} & 0_{1 \times 2} & 1 \end{bmatrix}}_{C_\psi} \begin{bmatrix} x \\ \tilde{x} \\ \xi \\ \psi \end{bmatrix} + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \end{bmatrix}}_{D_\psi} \phi_d \quad (5.2)$$

Desta forma, a função de transferência correspondente é:

$$G_\psi(s) = \frac{\Psi(s)}{\Phi(s)} = [C_\psi(sI - A_\psi)^{-1}B_\psi] \quad (5.3)$$

A partir da função de transferência  $G_\psi(s)$ , tem-se os pólos e zeros desta função nas TAB. 5.1 e 5.2.

TAB. 5.1: Posições dos pólos de  $G_\psi(s)$ .

| Pólos                   | Observação                                       |
|-------------------------|--|
| 0                       |  |
| -3,3697                 |  |
| $-3,3657 \pm 4,5156i$   | $\omega_0 = 5,6319 \text{ rad/s } \xi = 0,5976$  |
| -8,4187                 |  |
| -10,0797                |  |
| -10,9383                |  |
| $-79,4877 \pm 35,1540i$ | $\omega_0 = 86,9143 \text{ rad/s } \xi = 0,9146$ |
| -260                    | Multiplicidade 6                                 |

TAB. 5.2: Posições dos zeros de  $G_\psi(s)$ .

| Zeros                 | Observação                                      |
|-----------------------|---|
| 2,9847                |   |
| $-2,8170 \pm 1,8404i$ | $\omega_0 = 3,3649 \text{ rad/s } \xi = 0,8372$ |
| -10,8615              |   |
| -27,6879              |   |
| -260                  | Multiplicidade 6                                |

Nas tabelas 5.1 e 5.2 são indicados a frequência natural  $\omega_0$  e a razão de amortecimento  $\xi$  para os pólos e zeros complexos escritos na forma  $-\omega_0 \pm j\omega_0\sqrt{1-\xi^2}$ .

Tem-se ainda que  $G_\psi(0) = 0,1459$ , isto quer dizer que para uma entrada degrau de  $\phi_d = 1$  rad, o  $\psi$  é uma rampa com inclinação  $0,1459$  rad/s. Isto é confirmado, utilizando-se a resposta ao degrau unitário de  $G_\psi(s)$ , na qual a inclinação é aproximadamente  $(1,4-0,8)/4=0,15$ , vide FIG. 5.3.

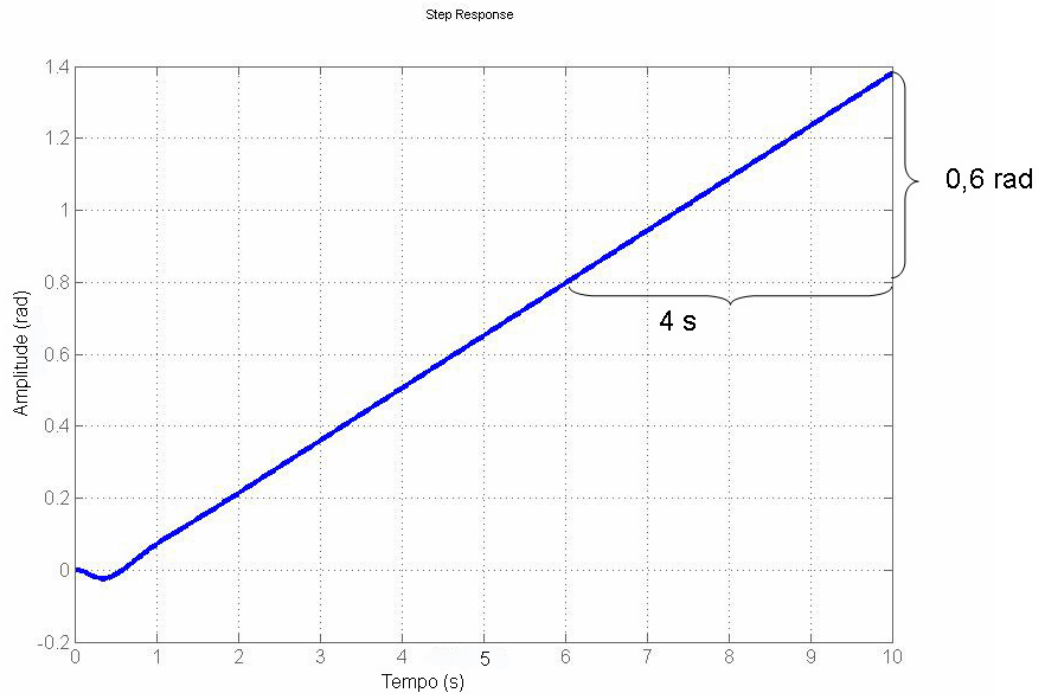


FIG. 5.3: Resposta de  $G_{psi}$  ao degrau unitário.

Por outro lado, para uma entrada de  $\phi_d$  de  $50^\circ$  ou  $0,8727$  rad, o  $\psi$  é uma rampa de inclinação  $0,1459 \cdot 50 = 7,2969$  °/s, isto é,  $0,1274$  rad/s. O pequeno desvio inicial para baixo, em aproximadamente  $0,3$  s, na FIG. 5.3 se deve ao efeito do zero no semi-plano da direita, ou seja, o sistema é de fase não-mínima (OGATA, 2003), porém este efeito não possui nenhuma implicação negativa agravante. Esta simulação foi realizada para obter-se um entendimento sobre a taxa de variação do  $\psi$  e também da velocidade de resposta de rotação do ângulo de guinada.

#### 5.4 ESPECIFICAÇÃO DO CONTROLADOR DO GUIAMENTO

Nesta seção faz-se uma introdução à especificação do controlador utilizado na malha de guiamento e ao final da seção é realizado um estudo de caso, em que é mostrada a



simulação da malha de guiamento com o controlador PID. Este foi projetado por análise do lugar das raízes da função de transferência com entrada  $\phi_d$  e saída  $\psi$  (EQ. 5.3).

As especificações de desempenho do controlador da malha de guiamento são:

- a) Não haver sobre-elevação em  $\psi$ ;
- b) Tempo de acomodação de  $\psi$  em torno de 10 s;
- c) Não saturar  $\delta_a$  ou  $\delta_r$ .

Analisando o lugar das raízes da função de transferência  $G_{psi}$ , temos a seguinte FIG. 5.4. Aproximando a FIG. 5.4 nas proximidades do eixo imaginário, tem-se a FIG. 5.5.

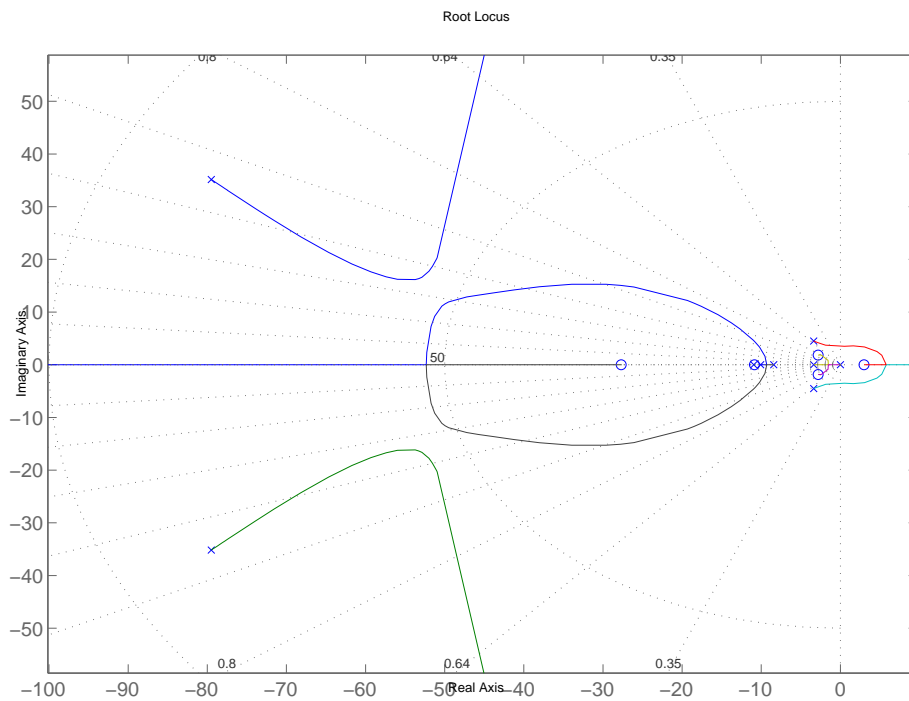


FIG. 5.4: Lugar das raízes da função de transferência com entrada  $\phi_d$  e saída  $\psi$ .

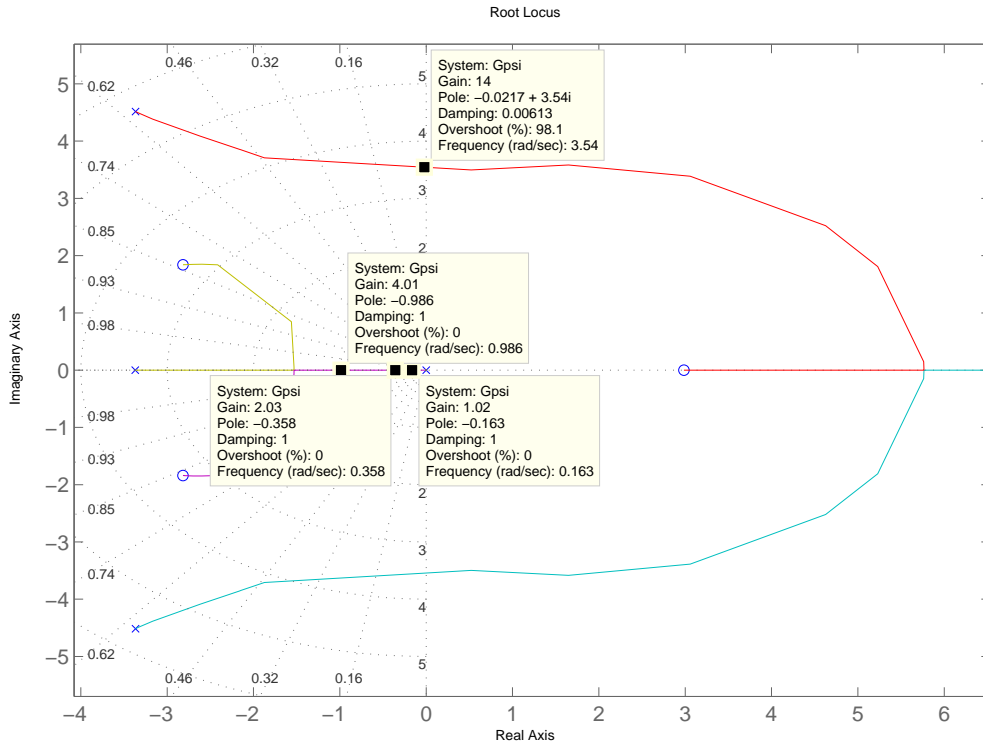


FIG. 5.5: Aproximação do lugar das raízes da função de transferência com entrada  $\phi_d$  e saída  $\psi$  próximo ao eixo imaginário com pontos de desempenho.

Como visto no capítulo 4, no controlador da malha de estabilização, o  $\phi_d$  de  $50^\circ$  ( $0,8727$  rad) é o limite aproximado para começar a saturação em  $\delta_a$  e  $\delta_r$ .

Como pode ser observado, a função  $G_\psi(s)$  possui um pólo na origem, sendo desnecessário um controlador integral e derivativo. Isso é comprovado na seção anterior, a qual  $\psi$  é uma rampa para uma entrada degrau em  $\phi_d$ . Desta forma, como o controlador proporcional ( $K_p$ ) está no canal após a saída do erro do ângulo de guinada  $e_\psi = \psi_d - \psi$ , tem-se que o valor máximo para  $K_p e_\psi$  é  $\phi_{d_{máx}} = 0,8727$  ou  $50^\circ$ .

Primeiro observa-se o seguinte: fazendo  $K_p = 1$ , tem-se que  $e_\psi = 50^\circ$  e o pólo dominante é  $s = -0,163$ , de acordo com a FIG. 5.5. Isso corresponde a uma constante de tempo dominante  $\tau_{dom} = \frac{1}{s} = 6,135$  s e a um tempo de acomodação aproximado de  $5\tau_{dom}$  ou 30 s.

Por tentativa e erro, chega-se então ao seguinte: fazendo  $K_p=4$ , tem-se que o pólo dominante passa a ser  $s = -0,986$ , por inspeção da FIG. 5.5, este pólo corresponde a uma constante de tempo dominante  $\tau_{dom} = 1,014$  s e a um tempo de acomodação para a resposta ao degrau de aproximadamente 5 s. Por outro lado, o erro máximo em  $\psi$  deve

ser aproximadamente  $12,5^\circ$  para este  $K_p$ .

Esta escolha de  $K_p$  não põe em risco a estabilização do sistema pois o pólo mais próximo do eixo imaginário é  $s = -0,986$ , e o ganho  $K_p$  necessário para a estabilidade seria 14, como indicado na FIG. 5.5.

Para comprovação deste comportamento, foi realizado uma resposta ao degrau de  $12,5^\circ$  para  $G_\psi(s)$  em malha fechada com  $K_p = 4$ , chegando ao gráfico da FIG. 5.6.

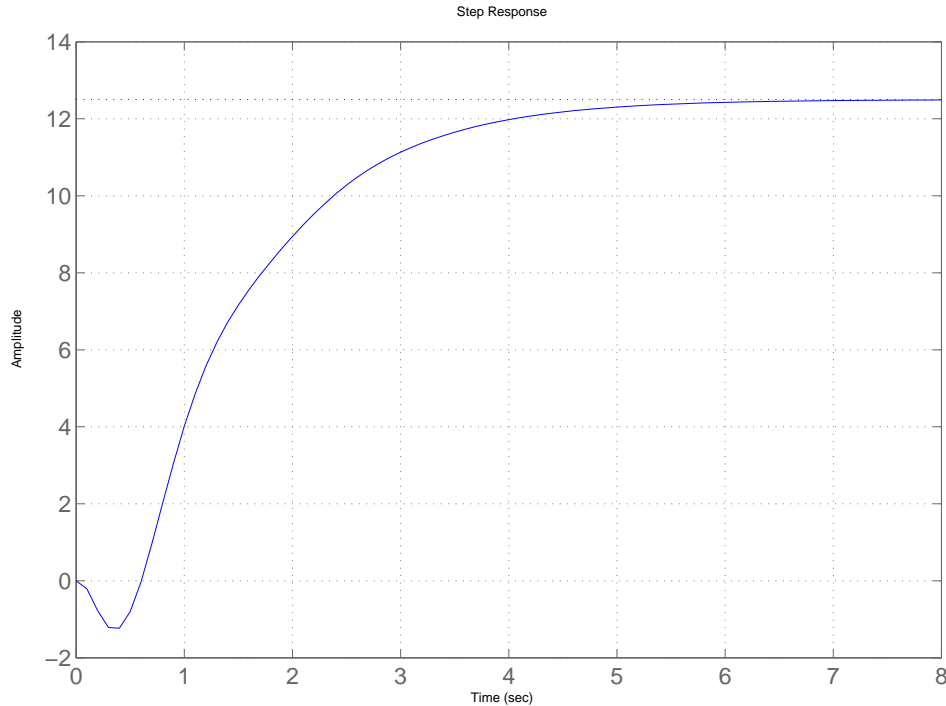


FIG. 5.6: Resposta ao degrau de  $12,5^\circ$  para  $G_\psi(s)$  com  $K_p = 4$ .

Observa-se o comportamento de fase não-mínima de  $G_\psi(s)$  em malha fechada, considerado não problemático, pois é em torno de 10% do valor máximo do degrau.

## 5.5 SIMULAÇÃO COM O CONTROLADOR PID NO MODELO NÃO-LINEAR

A malha utilizada para estas simulações está representada na FIG. 5.7, com o saturador para o sinal de erro em  $\psi$  em  $\pm 12,5^\circ$ , a fim de não violar a restrição em  $\phi_d$  e, conseqüentemente em  $\delta_a$  e  $\delta_r$ . Foram realizadas duas simulações: a) degrau em  $\psi_d = 12,5^\circ$  com um tempo de simulação de 10 s e b) degrau em  $\psi_d = 270^\circ$  para um tempo de simulação de 100 s.

Foram verificados o comportamento das variáveis do modo látero-direcional, as deflexões no *aileron* e no leme, bem como o ângulo de guinada e a posição 2D da aeronave

em ambas as simulações. A FIG. 5.7 ilustra o diagrama implementado no ambiente *MATLAB/Simulink*. As FIGs. 5.8 a 5.10 mostram os resultados da simulação para  $\psi_d = 12,5^\circ$ .

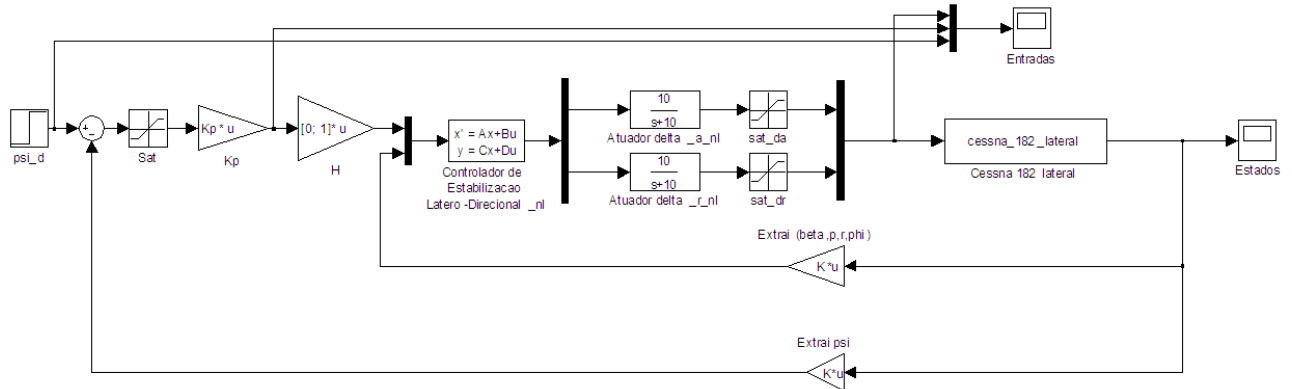


FIG. 5.7: Diagrama no *Simulink* da malha de guiamento do modelo não-linear.

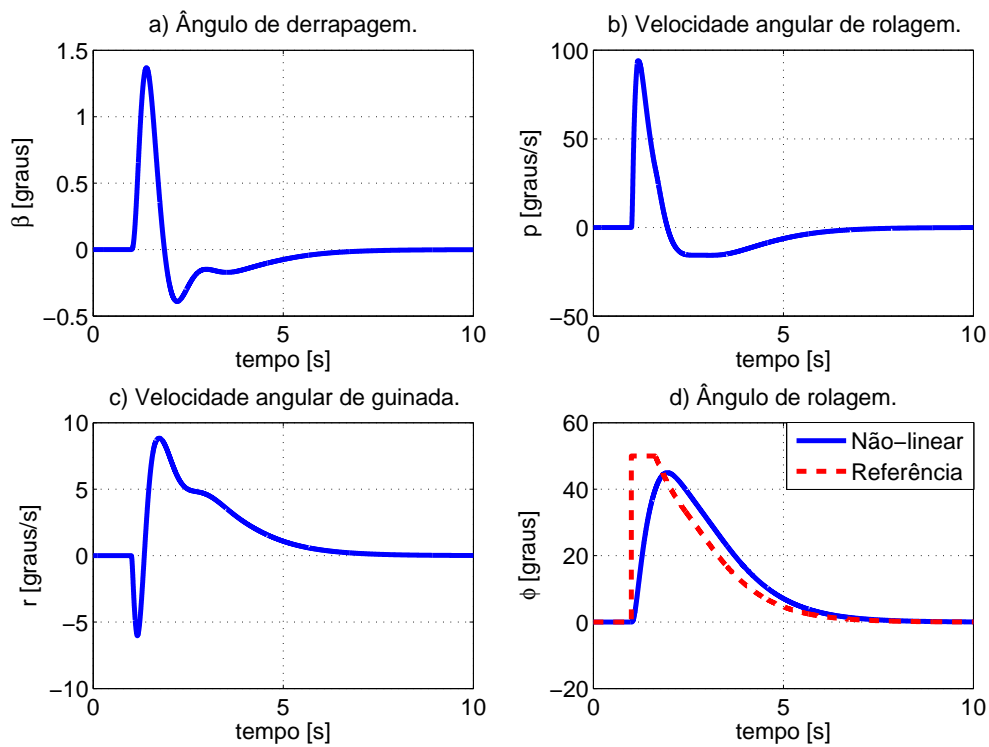


FIG. 5.8: Variáveis do modo látero-direcional da malha de guiamento para  $\psi_d = 12,5^\circ$ .

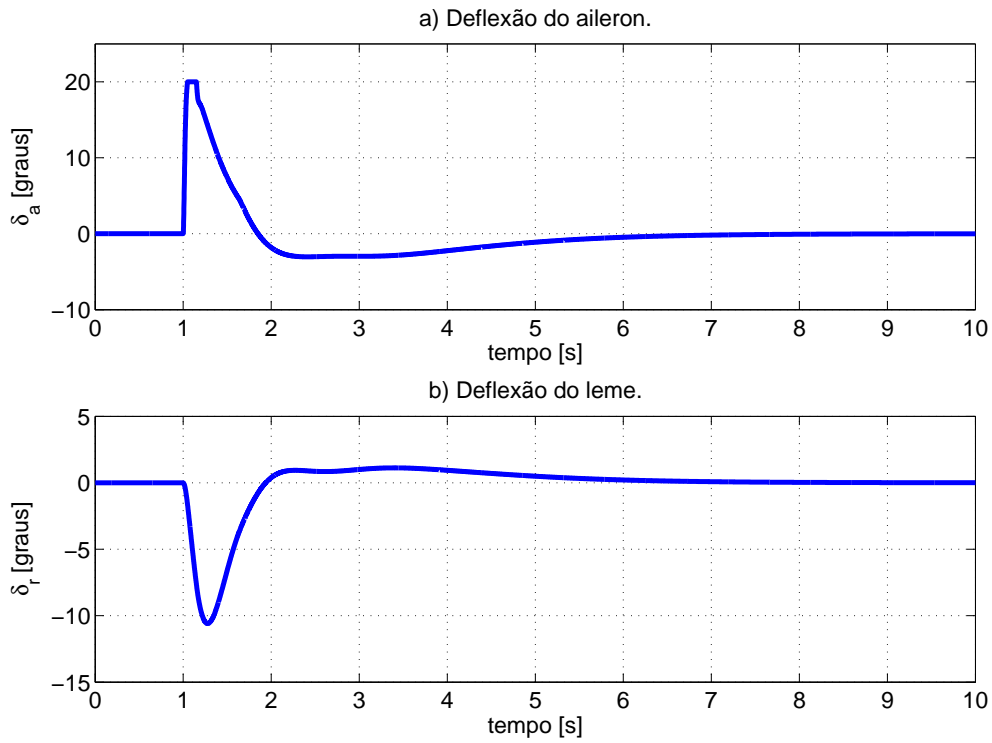


FIG. 5.9: Deflexões do *aileron* e leme da malha de guiamento para  $\psi_d=12,5^\circ$ .

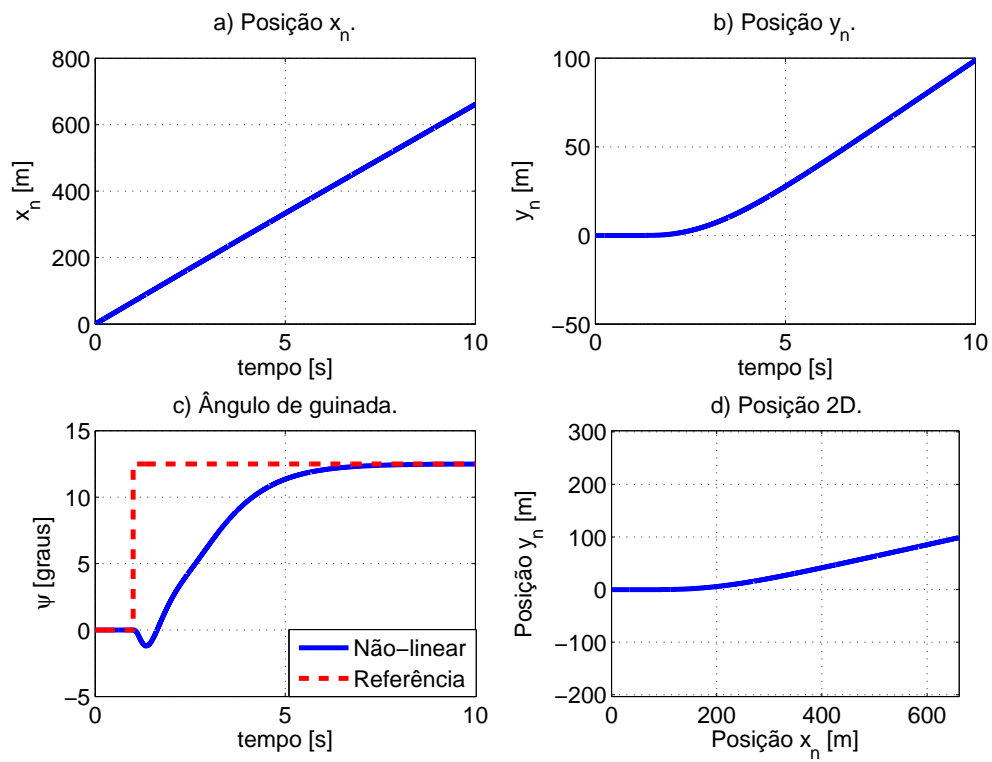


FIG. 5.10: Variáveis de orientação e ângulo de guinada para  $\psi_d = 12,5^\circ$ .

Percebe-se das simulações nas FIGs. 5.8, 5.9 e 5.10 que o modelo não-linear atendeu aos requisitos de desempenho conforme especificado. O comportamento de fase não-mínima também foi observado na FIG. 5.10(c) Foi realizada uma simulação com  $\psi_d = -270^\circ$  e analisadas as mesmas variáveis que no caso anterior, como mostrado nas FIGs. 5.11 a 5.13.

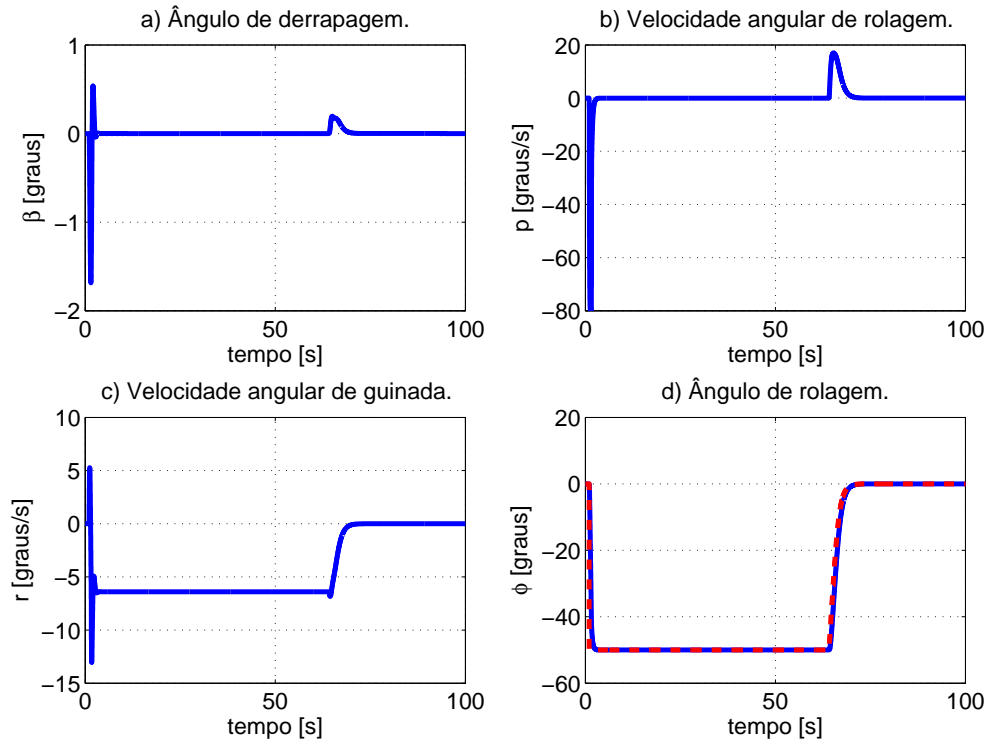


FIG. 5.11: Variáveis do modo látero-direcional da malha de guiamento para  $\psi_d = -270^\circ$ .

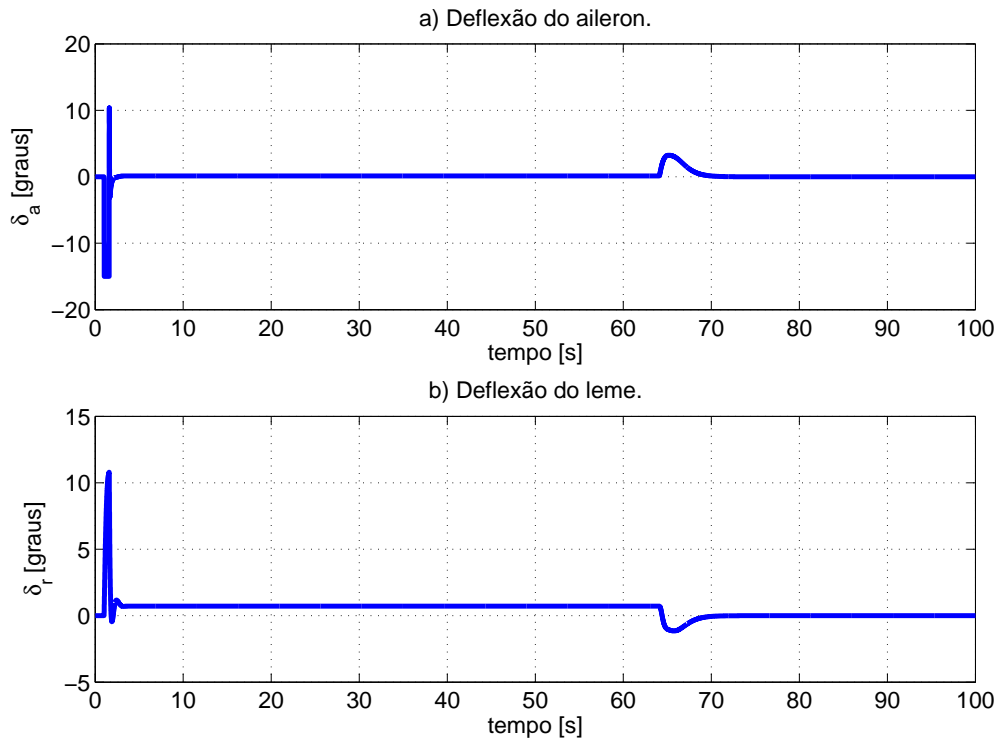


FIG. 5.12: Deflexões do *aileron* e leme da malha de guiamento para  $\psi_d = -270^\circ$ .

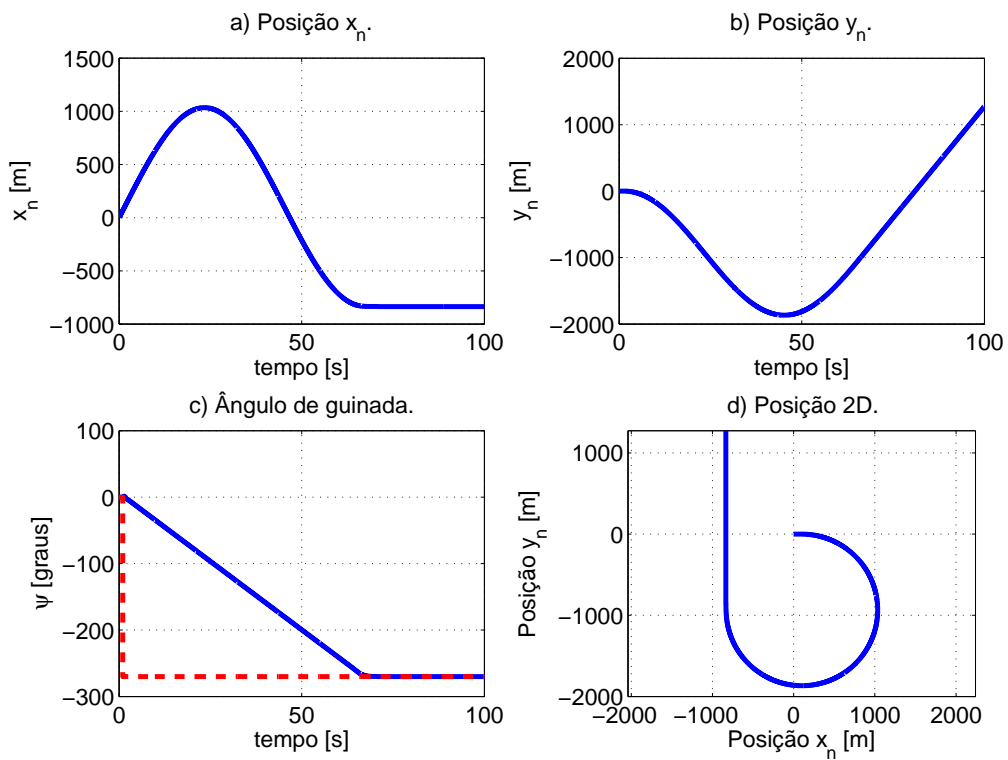


FIG. 5.13: Variáveis de orientação e ângulo de guinada para  $\psi_d = -270^\circ$ .

Confirma-se, portanto, pelas simulações com o modelo não-linear, que o controlador PID especificado atendeu aos requisitos da malha de guiamento, não houve máximo-sobresinal em  $\psi$ , não houve saturação no  $\delta_a$  e no  $\delta_r$  e para um  $\psi_d$  de  $12,5^\circ$  (ideal) o tempo de acomodação não ultrapassou 10 s. Observa-se que o comportamento de fase não-mínima se tornou ínfimo para grandes desvios de  $\psi$ .

É notório verificar que para um valor maior de  $\psi_d$ , o tempo de acomodação deve ser maior, mesmo porque a curva que a aeronave deve realizar para alcançar o rumo desejado é maior também.

No capítulo seguinte é abordado o projeto da malha de Geração de Trajetória, com a apresentação das trajetórias retilínea e circular e a correspondente simulação no modelo não-linear.



## 6 GERAÇÃO DE TRAJETÓRIA

Este capítulo visa abordar os métodos utilizados na malha de geração de trajetória e apresentar as simulações de cada método para o modelos não-linear.

O bloco de Geração de Trajetória, presente nas FIGs. 2.5 e 5.1, tem a função de processar dados de trajetória produzidos pelo sistema de navegação e compará-los com os dados da aeronave, gerando os sinais de erros correspondentes e transformando-os em comandos de direção desejados.

Adota-se, o movimento 2D, ou seja, no plano XY no sistema de coordenadas de navegação e supõe-se, por hipótese, que haja um efetivo controle longitudinal.

Em PAPPAS ET AL. (2004) são definidos dois tipos de trajetórias básicas: trajetória retilínea e circular. Serão abordados estes dois tipos de trajetórias a seguir.

### 6.1 TRAJETÓRIA RETILÍNEA

A lei de controle do modo látero-direcional do VANT é feita de modo que o ângulo entre o rumo ( $\psi$ ) da aeronave e o rumo desejado ( $\psi_d$ ) seja zero. O rumo desejado é calculado conforme indicado na FIG. 6.1.

Na FIG. 6.1,  $\mathbf{p}$  é o vetor posição do ponto de passagem anterior,  $\mathbf{s}$  é o vetor posição do ponto de passagem destino e  $\mathbf{a}$  é o vetor da posição atual da aeronave. É importante ressaltar que apesar das coordenadas dos referidos pontos pertencerem ao  $\mathbb{R}^3$ , para o modo de controle látero-direcional, será considerado apenas o plano XY paralelo ao plano da Terra (sistema de coordenadas de navegação).

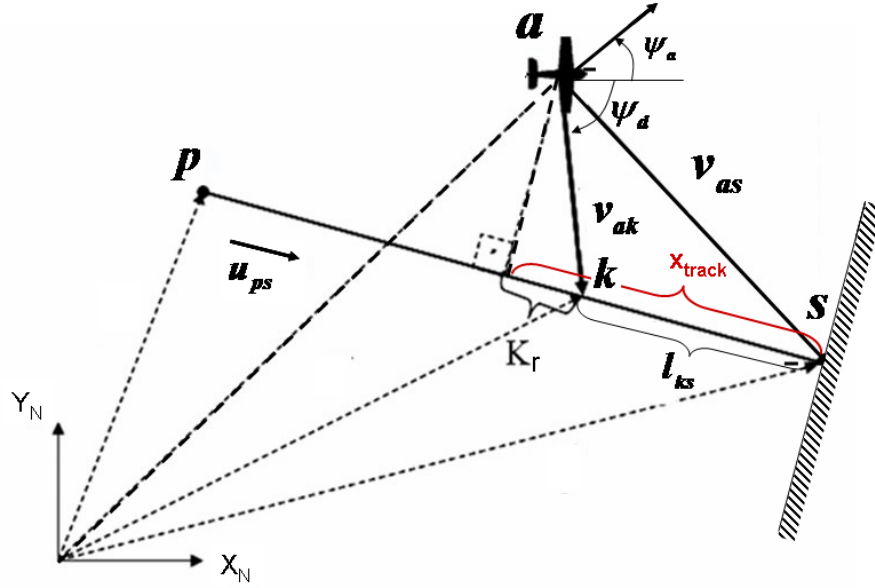


FIG. 6.1: Modelo da trajetória retilínea.

O parâmetro de convergência de rastreamento  $K_r$  deve ser compatível com o valor do raio de curvatura máximo do veículo,  $R_r = 933,56$  m, determinado no final do Capítulo 4. Dessa forma escolheu-se  $R_r = 1000$  m.

A trajetória retilínea, bem como a condição de parada estão ilustradas na FIG. 6.1. Sendo assim, tem-se que:

- o vetor unitário na direção  $\mathbf{ps}$  é:

$$u_{ps} = \frac{\mathbf{ps}}{|\mathbf{ps}|}, \quad (6.1)$$

- o vetor que liga a aeronave ao destino é:

$$\mathbf{v}_{as} = \mathbf{s} - \mathbf{a}, \quad (6.2)$$

- a projeção de  $\mathbf{v}_{as}$  na direção  $\mathbf{u}_{ps}$  é:

$$x_{track} = \mathbf{v}_{as} \cdot \mathbf{u}_{ps}. \quad (6.3)$$

em que  $\cdot$  indica o produto escalar entre vetores, e o comprimento do vetor  $\mathbf{v}_{ks}$  é:

$$l_{ks} = x_{track} - K_r. \quad (6.4)$$

Observe que se  $|x_{track}| < K_r$ , o ponto  $\mathbf{k}$  fica além do ponto  $\mathbf{s}$  na linha que liga  $\mathbf{p}$  até  $\mathbf{s}$ . Por fim, define-se o vetor que liga  $\mathbf{k}$  a  $\mathbf{s}$ :

$$\mathbf{v}_{ks} = l_{ks} \cdot \mathbf{u}_{ps} \quad (6.5)$$

e o vetor que liga  $\mathbf{a}$  até  $\mathbf{k}$ :

$$\mathbf{v}_{ak} = \mathbf{v}_{as} - \mathbf{v}_{ks} = (x_{ak}, y_{ak}) \quad (6.6)$$

O ângulo de guinada desejado para o VANT é calculado a partir de  $\mathbf{v}_{ak}$  por intermédio da EQ. 6.7.

$$\psi_d = \text{atan} \left( \frac{y_{ak}}{x_{ak}} \right) \quad (6.7)$$

Observa-se que o ângulo de guinada desejado encontra-se na faixa de valores de  $-\pi$  a  $\pi$ .

A seguir, apresenta-se o cálculo do erro o ângulo de guinada  $\psi_e$ , para alimentar o controlador PID da malha de guiamento.

Primeiramente, observe que o ângulo atual da aeronave pertence aos  $\mathbb{R}$ , devendo ser normalizado para o intervalo de  $[-\pi, \pi]$ . Assim calcula-se  $\psi'_a$  como sendo o resto da divisão de  $\psi_a$  por  $2\pi$  e faz-se o seguinte:

$$\psi'_a = \begin{cases} \psi'_a - 2\pi & \text{se } \psi'_a > \pi, \\ \psi'_a + 2\pi & \text{se } \psi'_a < -\pi, \\ \psi'_a & \text{caso contrário.} \end{cases} \quad (6.8)$$

Por fim,  $\psi_e = \psi_d - \psi'_a$  é calculado e novamente normalizado de  $-\pi$  a  $\pi$ , conforme  $\psi'_a$  na EQ. 6.8.

O final da trajetória retilínea é marcado quando o veículo atinge o semiplano perpendicular a  $\mathbf{ps}$  indicado na região hachurada na FIG. 6.1, dado pela configuração:

$$x_{track} < 0 \quad (6.9)$$

## 6.2 SIMULAÇÃO DA TRAJETÓRIA RETILÍNEA

De acordo com a abordagem na Seção 6.1, foi implementada primeiramente a trajetória retilínea no modelo não-linear no ambiente *Simulink*, de acordo com a FIG. 6.2.

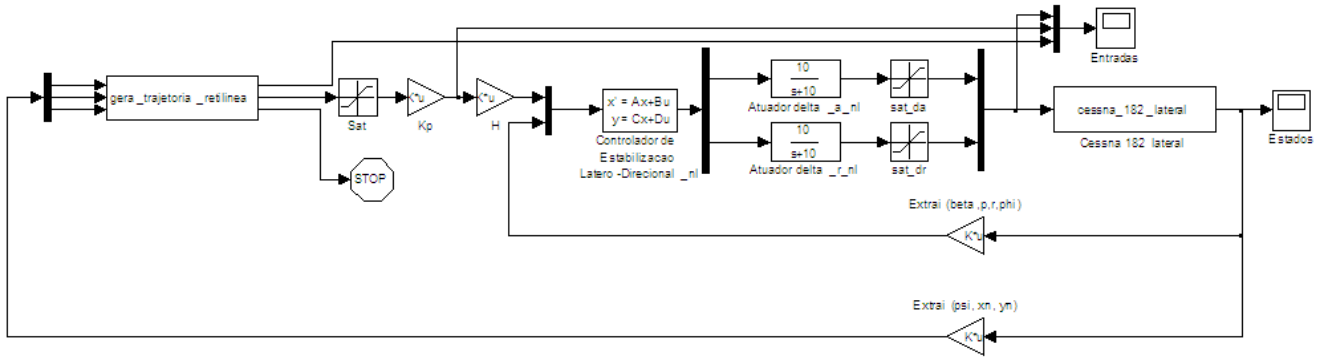


FIG. 6.2: Diagrama no *Simulink* da trajetória retilínea - modelo não-linear.

A FIG. 6.2 é a mesma da FIG. 5.7, com a inserção do bloco *gera\_trajetoria\_retilinea* onde estão presentes todas as equações da trajetória retilínea, de fim de trajetória e as comparações de  $\psi_d$  e  $\psi_a$  para obtenção de  $\psi_e$  a ser entregue ao PID da malha de guiamento.

O bloco saturação após o bloco *gera\_trajetoria\_retilinea* representa o limite do valor do ângulo  $\psi_d$  em  $12,5^\circ$ , de acordo com a seção 5.4. O bloco  $K_p$  contém o ganho proporcional,  $K_p = 4$ , também conforme a seção 5.4 da malha de guiamento.

Foram realizadas duas simulações com um tempo de 200 s: a)  $\mathbf{s}=(4000 \text{ m}, 4000 \text{ m})$  e b)  $\mathbf{s}=(-4000 \text{ m}, 300 \text{ m})$  e foram verificadas as variáveis do modo látero-direcional, o ângulo de guinada, as variáveis de orientação e a trajetória realizada.

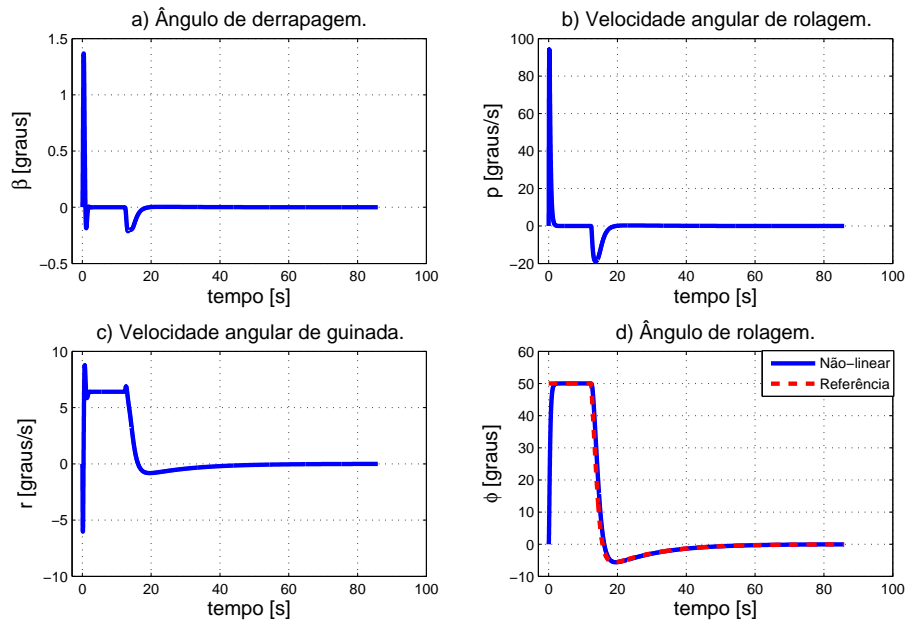


FIG. 6.3: Variáveis do modo látero-direcional da trajetória retilínea ( $\mathbf{s}= 4000 \text{ m}, 4000 \text{ m}$ ).

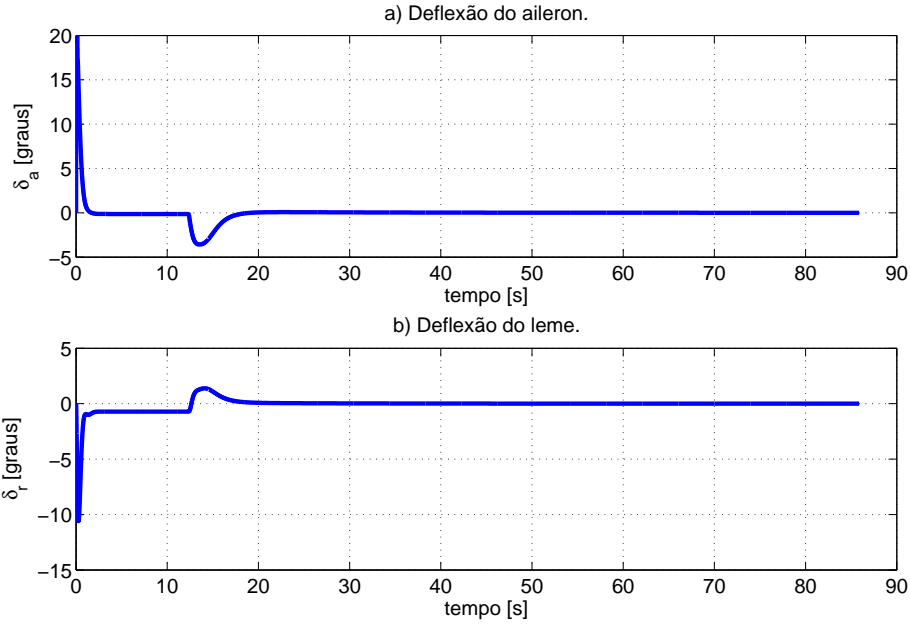


FIG. 6.4: Deflexões do *aileron* e do leme na trajetória retilínea ( $s= 4000 \text{ m} , 4000 \text{ m}$ ).

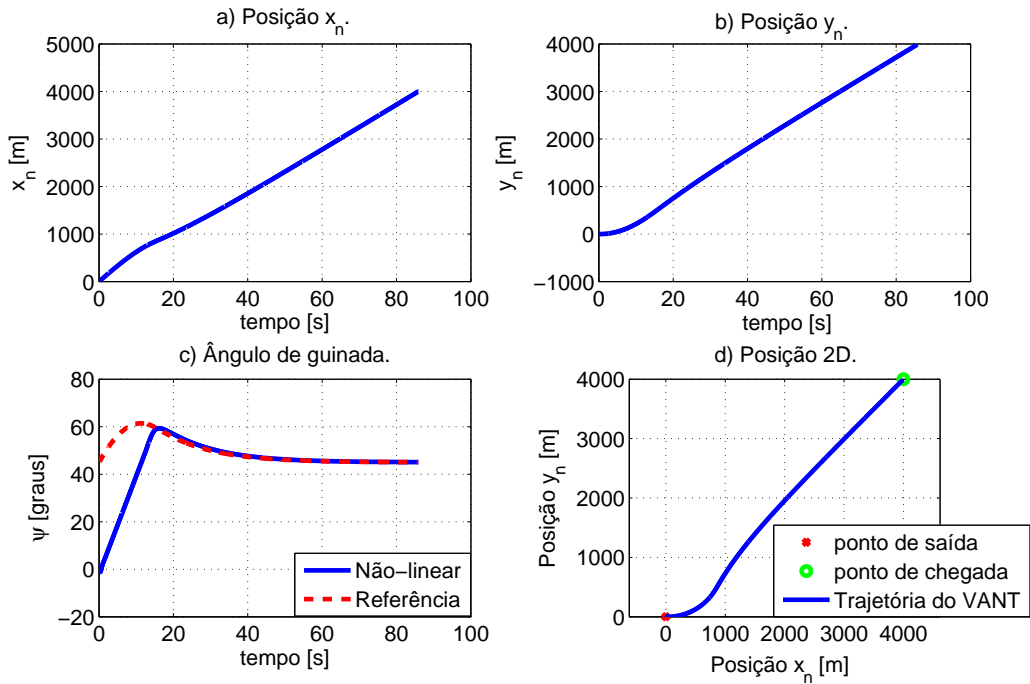


FIG. 6.5: Ângulo de guinada, variáveis de orientação e trajetória do VANT na trajetória retilínea ( $s= 4000 \text{ m} , 4000 \text{ m}$ ).

Observa-se que para cumprir a trajetória retilínea anteriormente especificada, a aeronave *Cessna* utilizou aproximadamente 86 s para o modelo não-linear. Conclui-se que a trajetória foi realizada corretamente, pois o ângulo de deslize lateral ( $\beta$ ) e o ângulo

de rolagem ( $\phi$ ) da FIG. 6.5, mudaram no início da trajetória, porém com a evolução da manobra retornaram para zero, que é o nível de estabilidade da aeronave (voo reto e nivelado), enquanto que o ângulo de guinada ( $\psi$ ) mudou inicialmente para o rumo especificado, em seguida manteve-se constante, pois representa o rumo da aeronave. Foi realizada uma outra simulação com o ponto de destino em (-4000 m, 300 m). As FIGs. 6.6, 6.7 e 6.8 representam respectivamente as variáveis do modo-látero direcional, as deflexões no aileron e no leme e o ângulo de guinada, as variáveis de orientação e a trajetória realizada.

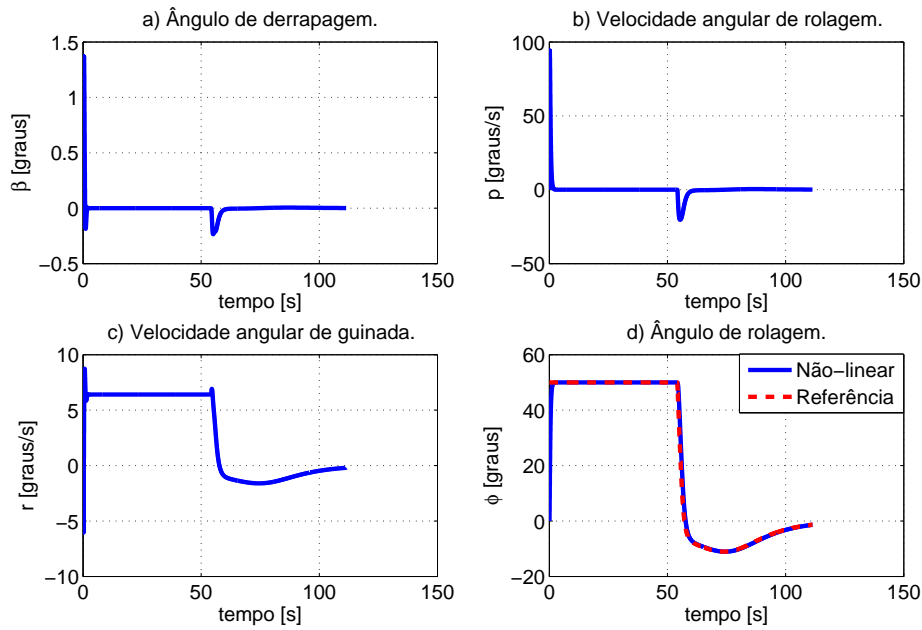


FIG. 6.6: Variáveis do modo látero-direcional da trajetória retilínea ( $s = -4000$  m , 300 m).

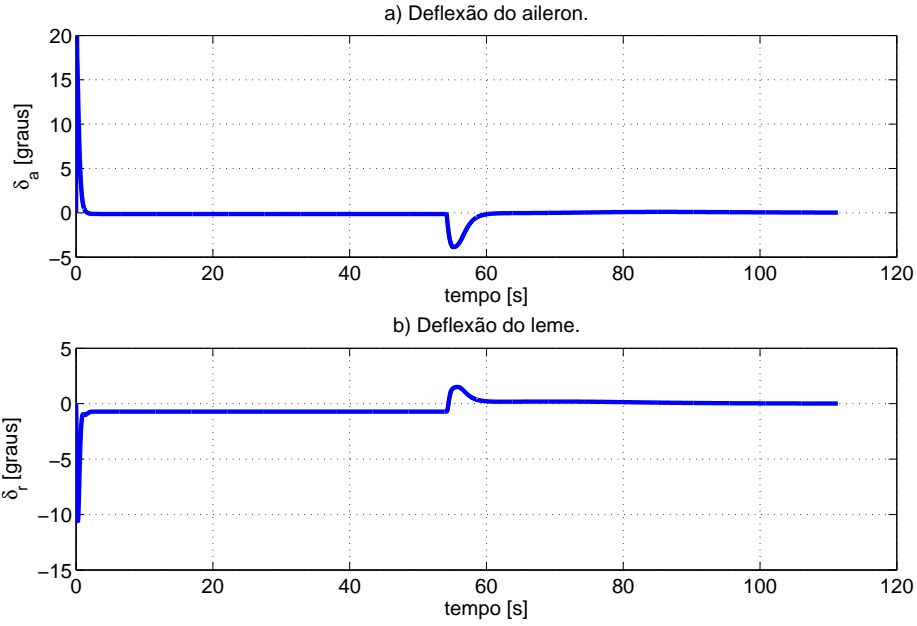


FIG. 6.7: Deflexões do *aileron* e do leme na trajetória retilínea ( $s = -4000 \text{ m}$ ,  $300 \text{ m}$ ).

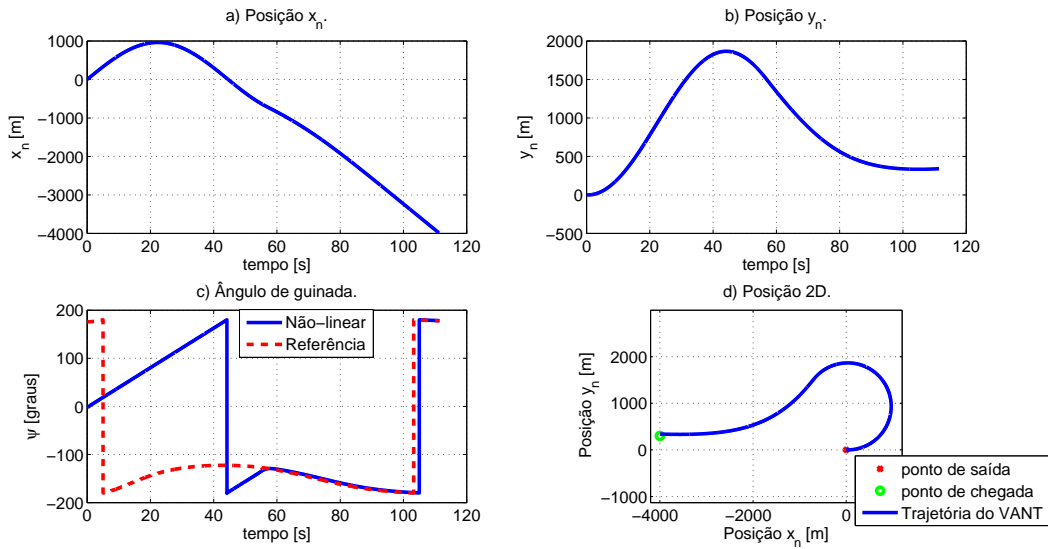


FIG. 6.8: Ângulo de guinada, variáveis de orientação e trajetória do VANT na trajetória retilínea ( $s = -4000 \text{ m}$ ,  $300 \text{ m}$ ).

Em todas estas simulações pode-se verificar que o algoritmo para geração das trajetórias retilíneas foi bem sucedido, uma vez que as trajetórias foram realizadas conforme esperado, as variáveis do modo látero-direcional estão de acordo com a convenção de sinais e com as manobras projetadas e não houve saturação no *aileron* e no leme.

### 6.3 TRAJETÓRIA CIRCULAR

A trajetória circular é dada pela FIG. 6.9

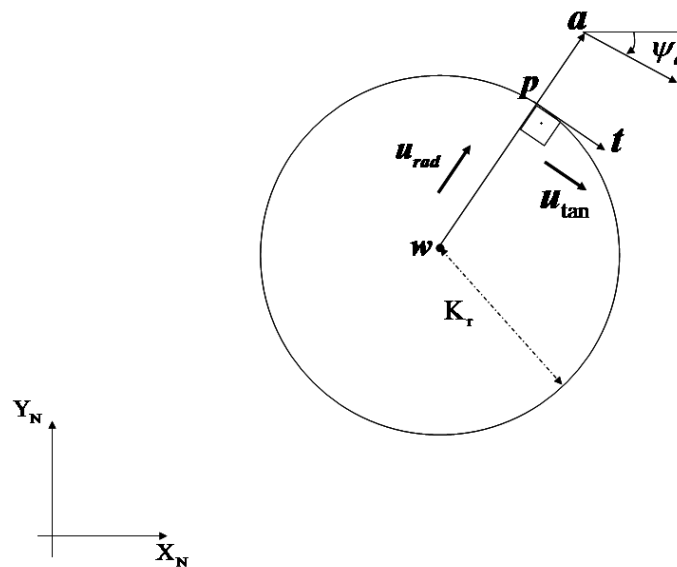


FIG. 6.9: Trajetória circular.

em que:

- $w=(x_w, y_w)$  é o ponto a ser sobrevoado;
- $CW \in \{0, 1\}$  é o indicador de sentido horário ( $CW=1$ ) ou anti-horário ( $CW=0$ ), com movimento visto de cima para baixo;
- $a=(x_a, y_a)$  é a posição atual do VANT;
- $u_{rad} = \frac{wa}{|wa|}$  é o vetor unitário na direção radial;  
Se  $|wa| = 0$ , então  $u_{rad}=(1,0)$ ;
- $u_{tang}$  é o vetor unitário na direção tangencial, definido de sorte a seguir o sentido indicado por  $CW$ ;
- $\psi_a$  é o rumo atual da aeronave;
- $\psi_{next}$  é próximo rumo a ser seguido e
- $T_{obs}$  é o tempo de observação.



Sendo assim, a trajetória circular obedece ao seguinte equacionamento:

Seja  $\mathbf{u}_{rot} = \mathbf{u}_{rad} \times \mathbf{u}_{tang}$ , logo:

$$\mathbf{u}_{rot} = \begin{vmatrix} \mathbf{i} & \mathbf{j} & \mathbf{k} \\ \mathbf{x}_{rad} & \mathbf{y}_{rad} & \mathbf{z}_{rad} \\ \mathbf{x}_{tang} & \mathbf{y}_{tang} & \mathbf{z}_{tang} \end{vmatrix} = (\mathbf{x}_{rad}\mathbf{y}_{tang} - \mathbf{y}_{rad}\mathbf{x}_{tang})\mathbf{k} \quad (6.10)$$

- Se  $CW=1 \Rightarrow (\mathbf{x}_{rad}\mathbf{y}_{tang} - \mathbf{y}_{rad}\mathbf{x}_{tang}) = -1 \Rightarrow \mathbf{u}_{tang} = (\mathbf{y}_{rad}, -\mathbf{x}_{rad}) \rightarrow$  sentido horário;
- Se  $CW=0 \Rightarrow (\mathbf{x}_{rad}\mathbf{y}_{tang} - \mathbf{y}_{rad}\mathbf{x}_{tang}) = 1 \Rightarrow \mathbf{u}_{tang} = (-\mathbf{y}_{rad}, \mathbf{x}_{rad}) \rightarrow$  sentido anti-horário.

Por fim, aplica-se o algoritmo retilíneo com:

$$\mathbf{p} = \mathbf{w} + K_r \mathbf{u}_{rad} \quad (6.11)$$

em que  $K_r$  é o parâmetro de convergência e

$$\mathbf{s} = \mathbf{p} + \mathbf{u}_{tang} \quad (6.12)$$

A condição de parada é que o tempo de sobrevoo seja maior ou igual ao tempo de observação ( $t \geq T_{obs}$ ) e/ ou:

$$|\psi_a - \psi_{next}| = 0, \quad (6.13)$$

ou seja, ao fim do tempo de observação ou quando ocorre o alinhamento com o próximo trecho (opcional).

#### 6.4 SIMULAÇÃO DA TRAJETÓRIA CIRCULAR

Para a trajetória circular, foi considerado que o VANT sai do ponto (0 m, 0 m) e realiza um sobrevoo sobre este ponto no sentido horário, com um raio  $K_r=1.000$  m durante um tempo de 300 s. Desta forma, foi desenvolvido no ambiente *Simulink* o diagrama da trajetória circular igualmente à FIG. 6.2 da trajetória retilínea para o modelo não-linear. Mudando-se somente o conteúdo do bloco gerador de trajetória que, neste caso, contém o equacionamento da trajetória circular. Desta forma, os resultados desta simulação estão ilustrados nas FIGs. 6.10, a 6.13.

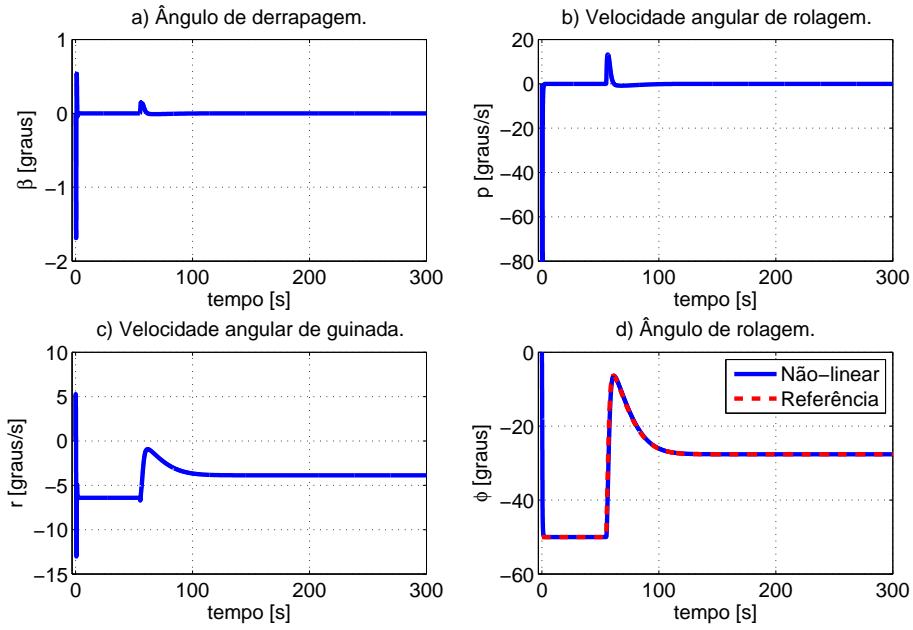


FIG. 6.10: Variáveis do modo látero-direcional do modelo não-linear na trajetória circular.

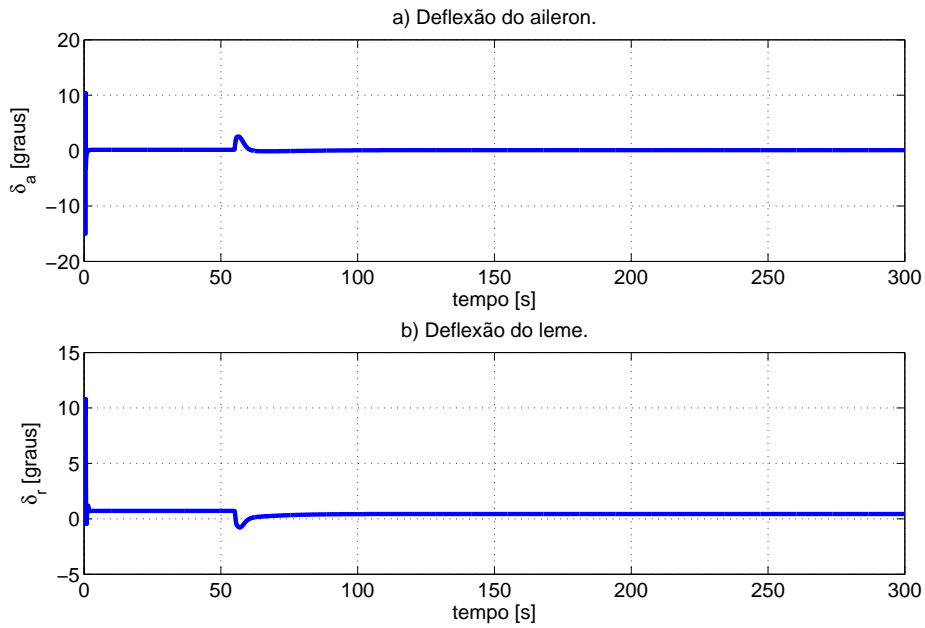


FIG. 6.11: Deflexões do *aileron* e do leme do modelo não-linear na trajetória circular.

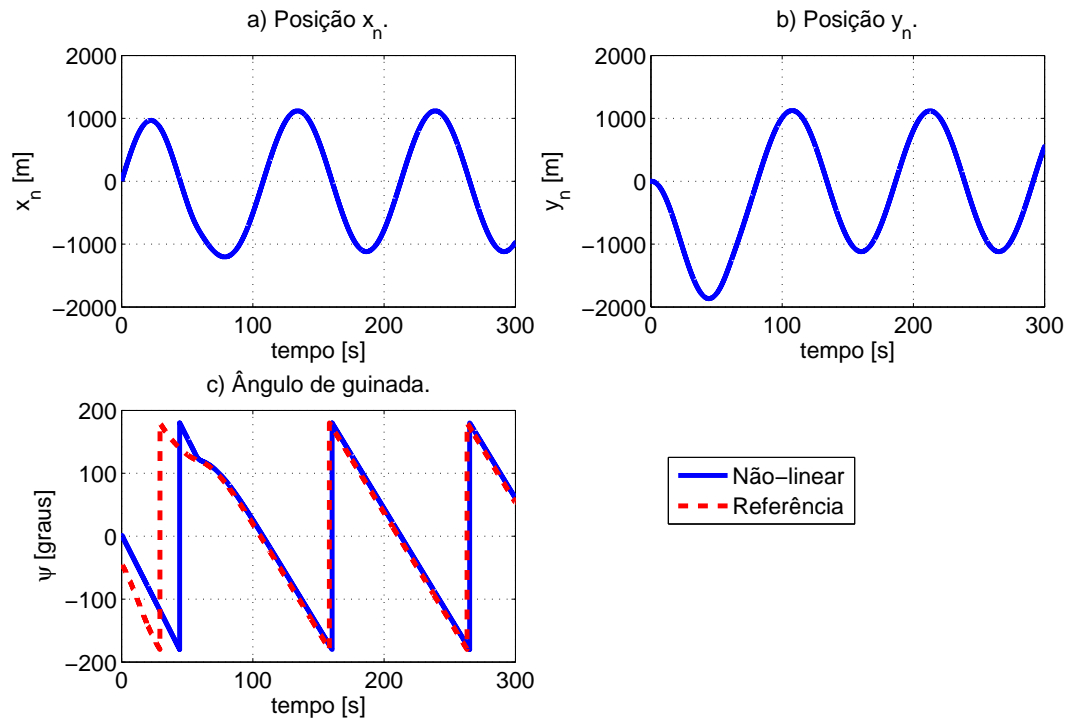


FIG. 6.12: Variáveis de orientação e ângulo de guinada do modelo não-linear na trajetória circular.

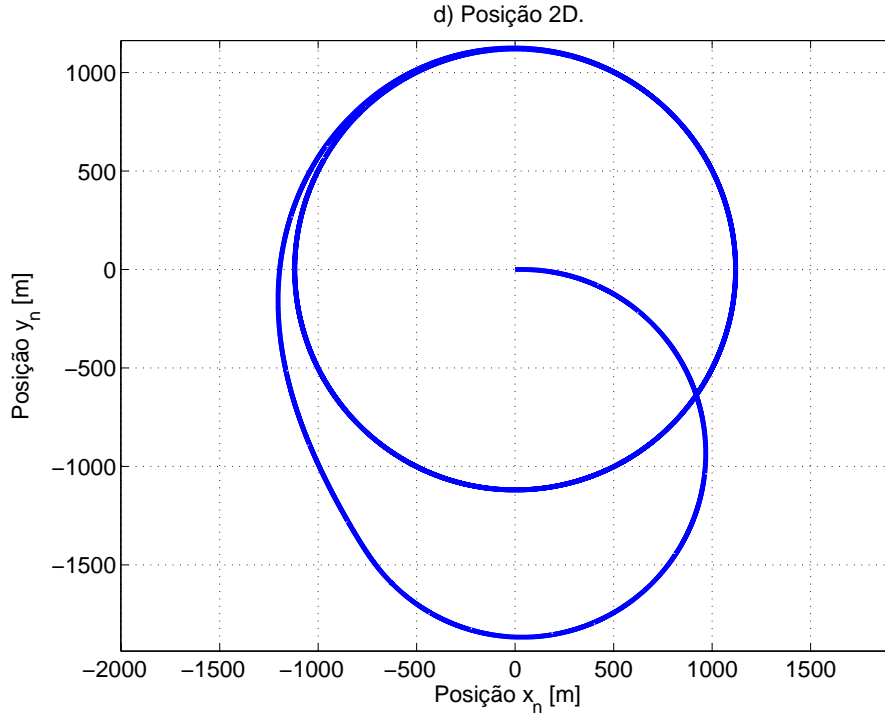


FIG. 6.13: Trajetória do modelo não-linear na trajetória circular.

Observa-se desta simulação que a aeronave realiza a trajetória circular conforme

programada. Analisando-se a FIG. 6.10, tem-se que o ângulo de rolagem acompanhou o ângulo de referência. Ressalta-se também a limitação do raio de curvatura máximo, observado na FIG. ??, na qual o ponto de partida da aeronave é o próprio centro do círculo. Assim a aeronave teve de fazer uma manobra, restringida pelo raio de curvatura máximo, até chegar ao ponto de tangência do círculo e seguir a trajetória indicada. Este dado será usado no planejamento de uma missão complexa no Capítulo 7, em que o ponto de partida para uma trajetória circular será escolhido de forma a ser favorável a uma menor manobra para entrada na tangência do círculo na trajetória circular propriamente dita.

No capítulo seguinte é abordado o controle da missão, onde realiza-se a simulação com o sistema híbrido resultante da combinação das trajetórias retilínea e circular em uma missão pré-definida.

## 7 CONTROLE DA MISSÃO

Este capítulo tem a função de concatenar todos os dados e resultados obtidos até o presente momento na forma de missões que possam ser exequíveis, e fazer a verificação através de simulações.

### 7.1 SIMULAÇÃO DE MISSÕES UTILIZANDO SISTEMAS HÍBRIDOS

Nesta seção é proposto um esquema de simulação de missões de VANT utilizando-se do formalismo dos sistemas (dinâmicos) híbridos.

A noção de um sistema híbrido tradicionalmente usado na comunidade de sistemas de controle é uma composição específica de dinâmicas contínuas e discretas. Particularmente, um sistema híbrido possui um conjunto de variáveis contínuas que evolui com saltos ocasionais. Os saltos correspondem a mudanças de estados em uma máquina de estados que perfaz transições em resposta a eventos externos disparados por condições observadas na evolução contínua. A forma de evolução contínua está associada a cada estado da máquina de estados por equações diferenciais ordinárias. A estrutura das equações e das condições iniciais são diferentes a cada estado. A descrição formal de um sistema híbrido é relativamente complexa e está fora do escopo deste trabalho. O que será apresentado a seguir é um esquema utilizado para simulação do seu comportamento dinâmico de uma missão de um VANT.

Considere o diagrama da FIG. 7.1, que é utilizado para modelar uma missão genérica de um VANT. Considera-se que uma missão é composta por diferentes etapas. Cada etapa pode ser do tipo: executar uma trajetória retilínea entre dois pontos ou uma trajetória circular em torno de um ponto, durante um tempo pré-especificado. Supõe-se que a missão é executada num plano a uma mesma altitude, de forma que apenas as coordenadas  $(x,y)$  do sistema de coordenadas de navegação são utilizadas para identificar os pontos. As etapas de pouso e decolagem da missão estão fora da análise que trata apenas da parte da missão em voo de cruzeiro, que na maioria dos casos dos VANT é executada por um piloto automático. Observa-se na FIG. 7.1 que o esquema de simulação é composto por três grandes blocos descritos a seguir.

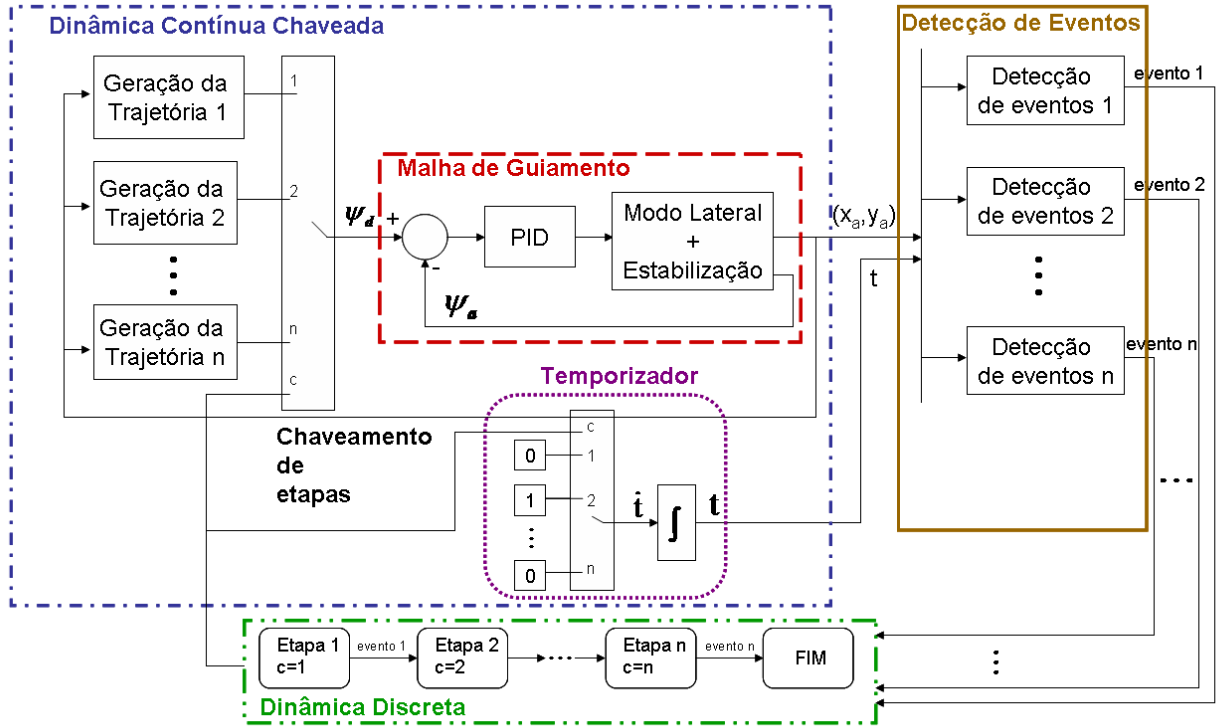


FIG. 7.1: Esquema de simulação de uma missão.

O bloco denominado *dinâmica contínua chaveada* contém a malha de guiamento, composta pelo modelo da planta do modo látero-direcional, juntamente com a malha de estabilização e o controlador da malha de guiamento, conforme a FIG. 5.1. O bloco *dinâmica contínua chaveada* também contém, para cada etapa da missão, denominada aqui *etapa<sub>i</sub>*, com  $i=1\dots n$ , um bloco de geração de trajetória correspondente. Para as trajetórias retilíneas são utilizadas as EQ. 6.1 a 6.9, e para as trajetórias circulares, estão as EQs. da Seção 6.9. A seleção do comando de geração de trajetória correspondente a cada etapa é feita por intermédio do bloco *chaveamento de etapas*, que é alimentado por comandos do bloco *dinâmica discreta* que identificam a etapa ativa. A *dinâmica contínua chaveada* também possui um bloco *temporizador* utilizado para contagem do tempo da etapa de sobrevoo. O temporizador só é ativado nas etapas de sobrevoo,  $\dot{t} = 1$ , mediante comando da *dinâmica discreta*. Nas outras etapas,  $\dot{t} = 0$ , e quando termina uma contagem o temporizador é reiniciado em zero. As saídas do bloco *dinâmica contínua chaveada* são as coordenadas  $(x,y)$  da aeronave e o tempo  $t$ .

O bloco *detecção de eventos* recebe como entradas as saídas do bloco *dinâmica contínua chaveada*. As coordenadas  $(x,y)$  da aeronave são utilizadas para o cálculo da condição de fim de etapa de trajetória retilínea, visto na EQ. 6.9. A condição de fim

de etapa de trajetória circular leva em consideração o tempo  $t$ , que deve ser maior que o tempo de observação pré-estabelecido. As saídas do bloco detecção de eventos são sinais associados às condições de fim de etapa. Quando estes sinais tornam-se verdadeiros, considera-se que ocorre um evento de fim de etapa.

Por fim, o bloco *dinâmica discreta* determina qual etapa está ativa dentre as diversas etapas. Como ilustrado na FIG. 7.1, internamente ao bloco há uma máquina de estados em que cada estado está associado a uma etapa da missão. As transições entre os estados são disparadas pelos eventos de fim de etapa oriundos dos blocos de detecção de eventos. A saída  $c$  do bloco dinâmica discreta é um sinal que indica a etapa ativa num determinado momento, que é usada para controlar o bloco dinâmica contínua chaveada.

No esquema apresentado existem algumas hipóteses, consideradas como verdadeiras. Primeiramente, o sistema híbrido é considerado estável frente aos chaveamentos, que é coerente para as características da missão, ao se considerar que o tempo entre os chaveamentos é maior que o tempo para as variáveis contínuas entrarem em regime estacionário. A segunda hipótese é que o sistema não apresenta o comportamento de Zeno, que são infinitos chaveamentos num intervalo finito de tempo (GOEBEL ET AL., 2009).

Neste Capítulo, o esquema híbrido da FIG. 7.1 foi implementado de uma forma implícita na forma de uma função de geração de missões, em que são gerenciados os blocos de: detecção de eventos, temporizador, dinâmica discreta e de chaveamento dos algoritmos de geração de trajetória. Esta função tem como entradas as coordenadas da posição atual da aeronave  $\mathbf{a}=(x_a, y_a)$ , o ângulo de rumo atual da aeronave  $\psi_a$  e o tempo total de execução da missão. Também tem por entradas uma variável inteira que identifica a etapa atual  $n_{etapa}$ , e o tempo de início da etapa atual  $t_{etapa}$ .

Inicialmente  $n_{etapa}$  deve ser um, a indicar a primeira etapa, e  $t_{etapa}$  deve ser zero. Neste início também, a função calcula o rumo desejado  $\psi_d$  e o erro do rumo  $\psi_e$ , de acordo com o algoritmo de geração de trajetória para a etapa em questão, que pode ser para uma trajetória retilínea ou para uma trajetória circular.

Para uma etapa correspondente a uma trajetória retilínea devem ser definidos:

- as coordenadas do ponto de origem  $\mathbf{p}=(x_p, y_p)$  e
- as coordenadas do ponto de destino  $\mathbf{s}=(x_s, y_s)$ .

Para uma etapa correspondente a uma trajetória circular definem-se:

- as coordenadas do ponto de origem  $\mathbf{w}=(x_w, y_w)$ ,

- o sentido de rotação,
- o tempo de observação  $T_{obs}$  e
- o rumo a ser tomado para a próxima etapa  $\psi_{next}$ .

Os dados das etapas está armazenado no corpo da função de geração da missão na forma de um vetor de registros contendo os dados para cada etapa da missão, definidas na sequência que devem ocorrer. O tamanho do vetor de registros é o número de etapas da missão.

Como visto no Capítulo 6, os algoritmos de geração de trajetória fazem uso do parâmetro de convergência  $K_r$ , estipulado a ser compatível com o raio de curvatura máximo da aeronave.

As variáveis  $n_{etapa}$  e  $t_{etapa}$  são atualizadas a partir da condição de término dos algoritmos de geração da trajetória. No caso da detecção do término de uma etapa, o valor de  $n_{etapa}$  é incrementado e  $t_{etapa}$  passa a ser o tempo em que ocorreu esta mudança de etapa.

A função de geração de missão também tem por saída um sinal para fim da simulação, atingido quando  $n_{etapas}$  é maior que o tamanho do vetor de registros das etapas, a indicar que todas as etapas estão concluídas.

No esquema apresentado existem algumas hipóteses, consideradas como verdadeiras. Primeiramente, o sistema híbrido é considerado estável frente aos chaveamentos, que é coerente para as características da missão, ao se considerar que o tempo entre os chaveamentos é maior que o tempo para as variáveis contínuas entrarem em regime estacionário. A segunda hipótese é que o sistema não apresenta o comportamento de Zeno, que são infinitos chaveamentos num intervalo finito de tempo (GOEBEL ET AL., 2009).

## 7.2 SIMULAÇÃO DE UMA MISSÃO

Nesta seção, é definida a missão para o VANT utilizada neste trabalho. A missão definida para a aeronave parte das seguintes premissas:

- 1) Considera-se que o VANT se encontra a uma determinada altitude em voo reto e nivelado, ou seja, ele já decolou, e está a uma altitude de 5000 pés (1524 m).
- 2) No sistema de coordenadas de navegação, a posição inicial (x,y) do VANT é o ponto (0m, 0m) e o rumo inicial ( $\psi_0$ ) é zero graus.

A missão é composta das seguintes etapas:



- Etapa 1: Deslocar-se de (0m,0m) até o ponto (9.000m, 9.000m) em trajetória retilínea;
- Etapa 2: Trajetória circular ao redor do ponto (10.000m, 10.000m) por 180 s no sentido horário, com rumo final  $-45^\circ$ ;
- Etapa 3: Trajetória retilínea do ponto (10.000 m, 10.000 m) até o ponto (19.000 m, -1.000 m);
- Etapa 4: Trajetória circular ao redor do ponto (20.000m, 0m) por 180 s no sentido anti-horário, com rumo final  $-135^\circ$ ;
- Etapa 5: Trajetória retilínea do ponto (20.000m, 0m) até o ponto (10.000m, -10.000m);
- Etapa 6: Trajetória retilínea do ponto (10.000m, -10.000m) até o ponto (10.000m, 0m);
- Etapa 7: Trajetória retilínea do ponto (10.000m, 0m) até o ponto (0m, 0m).

Os pontos finais das etapas 1 e 3 foram escolhidos de forma a não forçar um grande desvio da aeronave para iniciar a trajetória circular, em função do raio de curvatura máximo. As etapas 6 e 7 foram definidas para demonstrar as restrições de guinada da aeronave em função do seu raio de curvatura máximo.

Desta forma foi implementado no *Simulink* o seguinte modelo correspondente a missão em estudo, que está representado na FIG. 7.2.

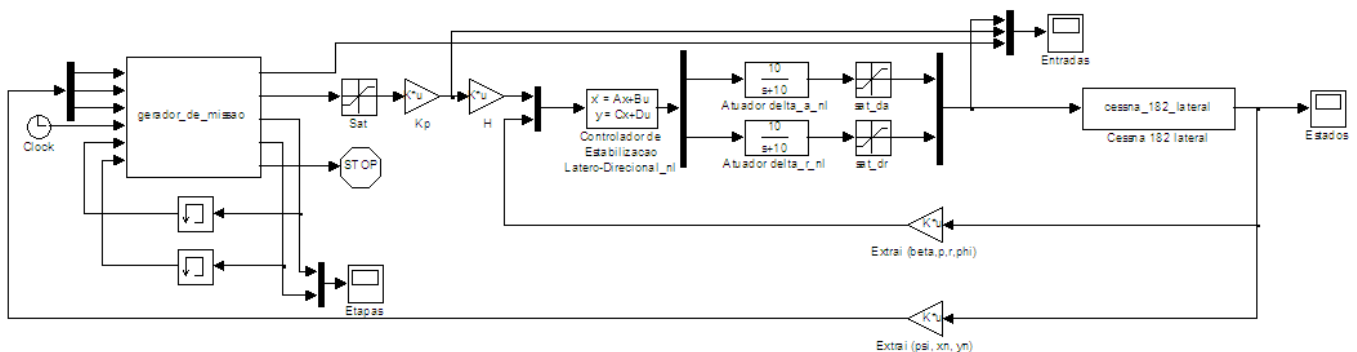


FIG. 7.2: Diagrama no *Simulink* representativo do sistema resultante da missão.

A realimentação para o bloco *gerador\_de\_missao* inclui um atraso de um passo de simulação para as variáveis  $n_{etapa}$  e  $t_{etapa}$ , a fim de que a leitura de  $n_{etapa}$  e  $t_{etapa}$  num passo de simulação sejam os valores calculados no passo anterior. Os resultados da simulação estão nas FIGs. 7.3 a 7.8, as quais representam as etapas da missão, ângulo de derrapagem, velocidade angular de rolagem, ângulo de rolagem, velocidade angular de guinada, ângulo de guinada, deflexões do *aileron* e do leme, posições  $x_n$  e  $y_n$  e a posição 2D da aeronave.

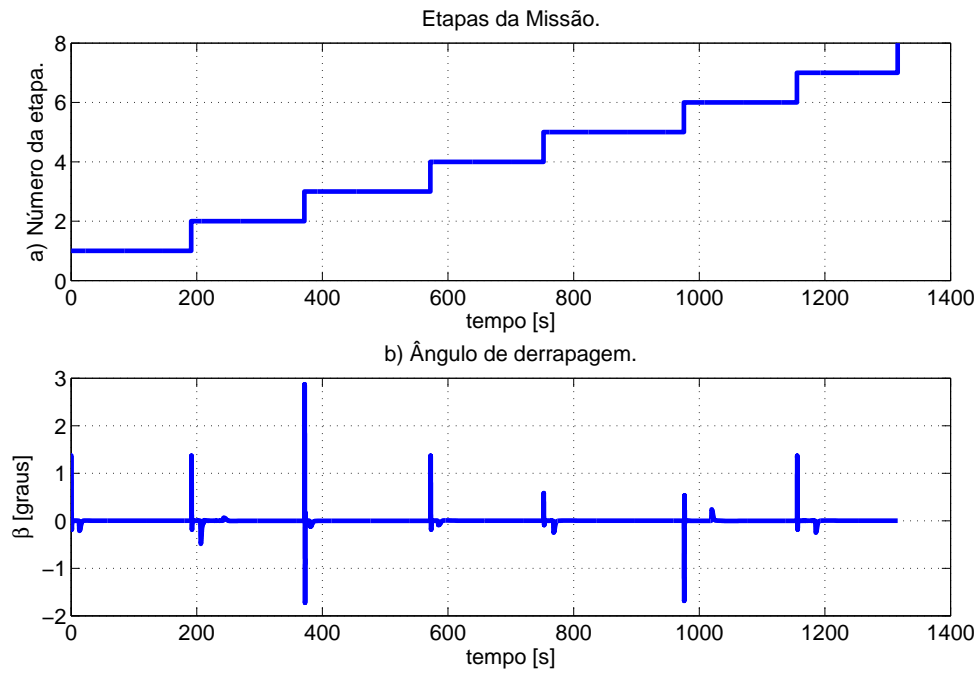


FIG. 7.3: Etapas da missão e ângulo de derrapagem da missão.

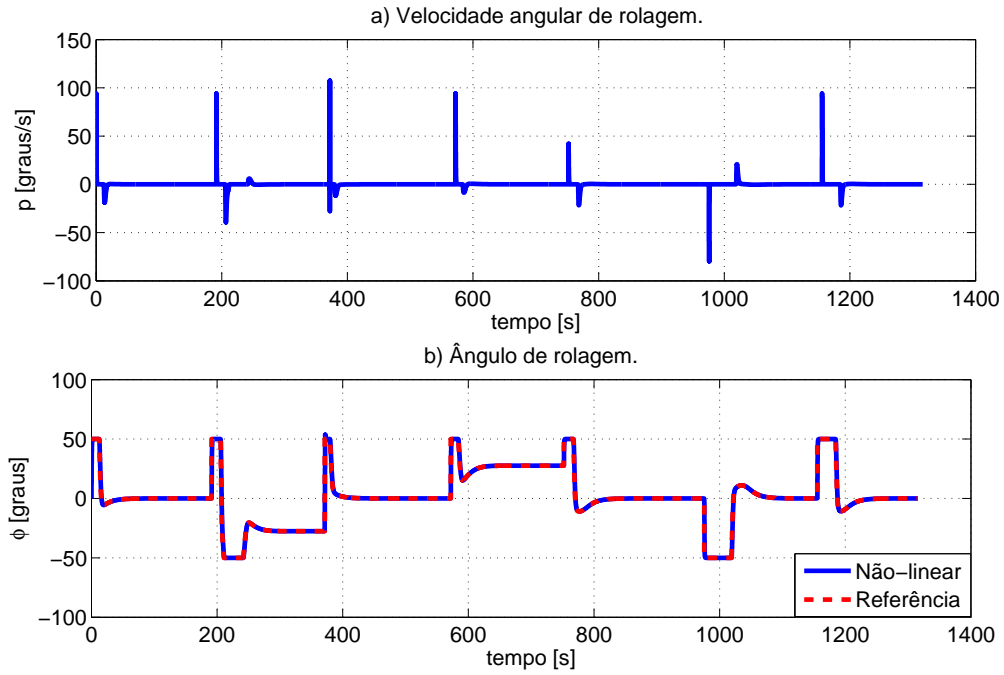


FIG. 7.4: Velocidade angular de rolagem e ângulo de rolagem da missão.

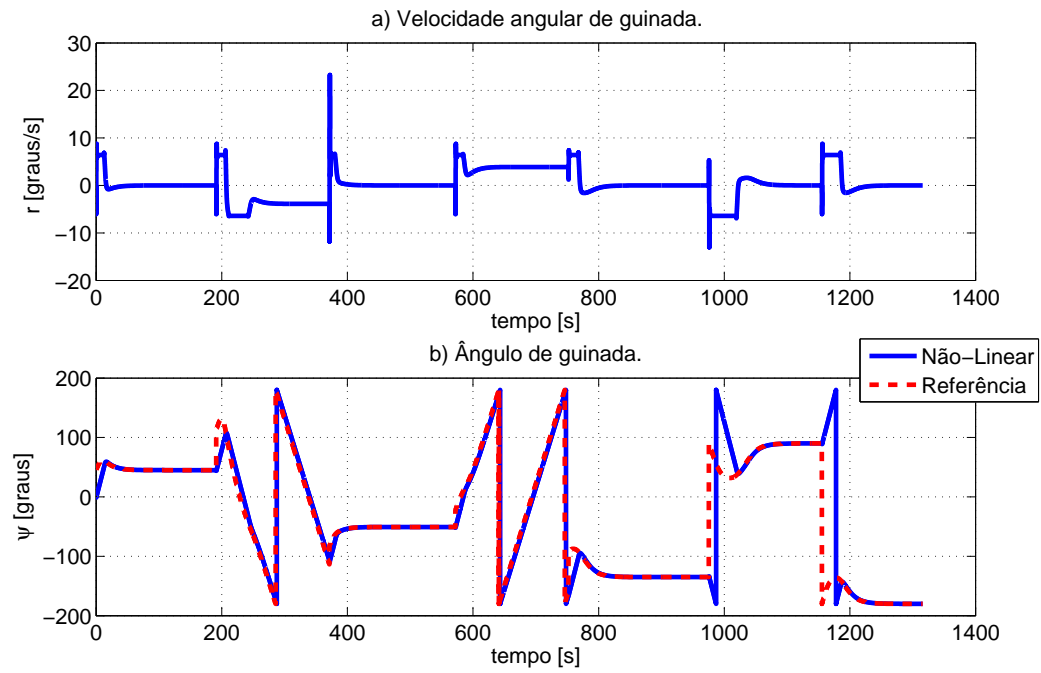


FIG. 7.5: Velocidade angular de guinada e ângulo de guinada da missão.

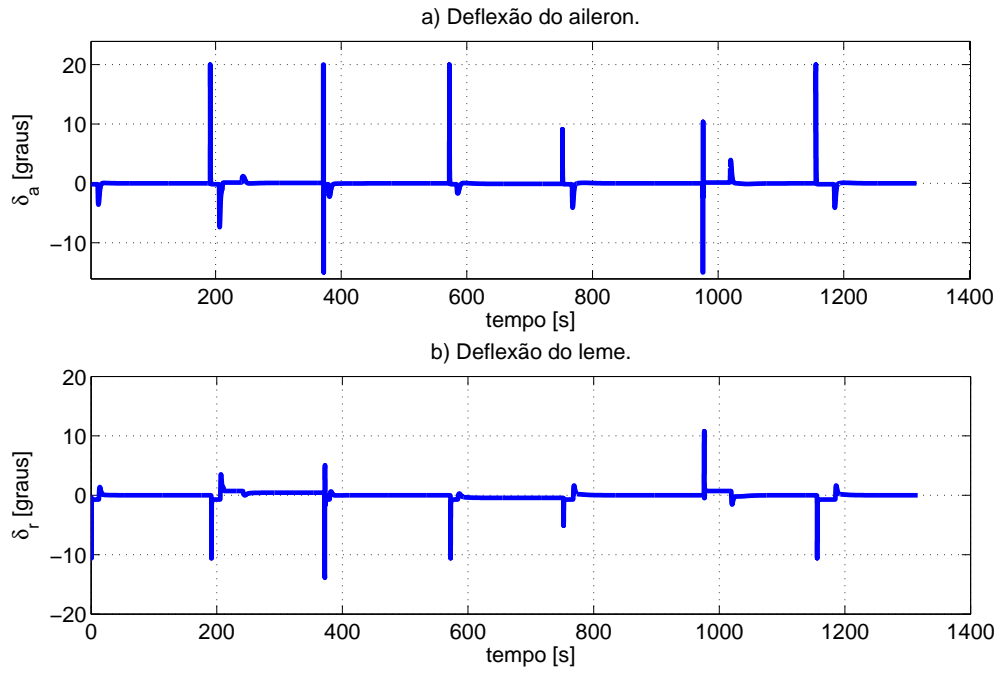


FIG. 7.6: Deflexões do *aileron* e do leme da missão.

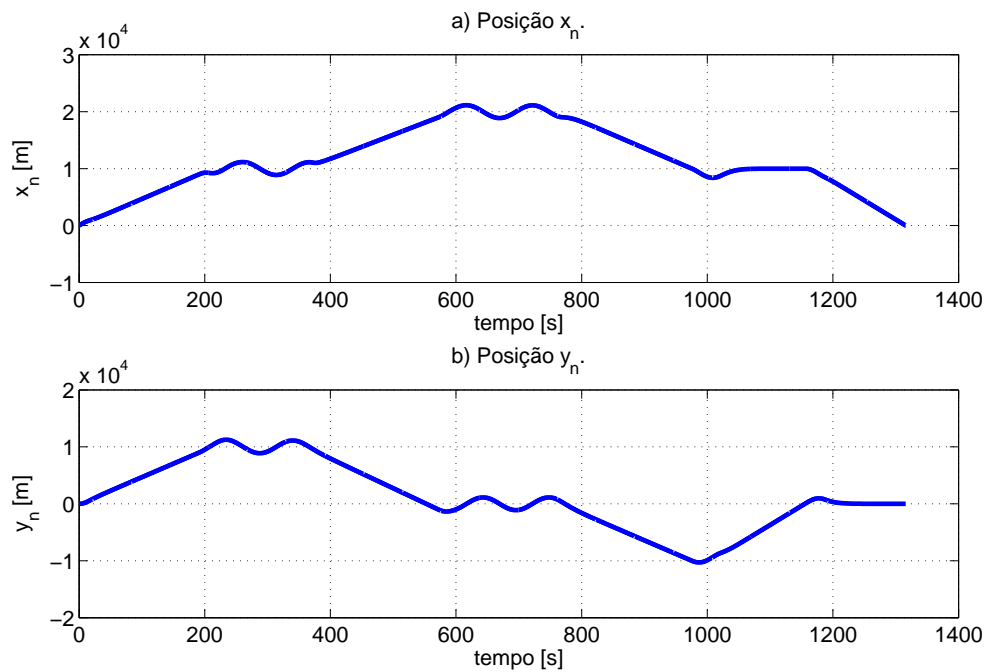


FIG. 7.7: Coordenadas  $x_n$  e  $y_n$  em relação ao sistema de coordenadas de navegação da missão.

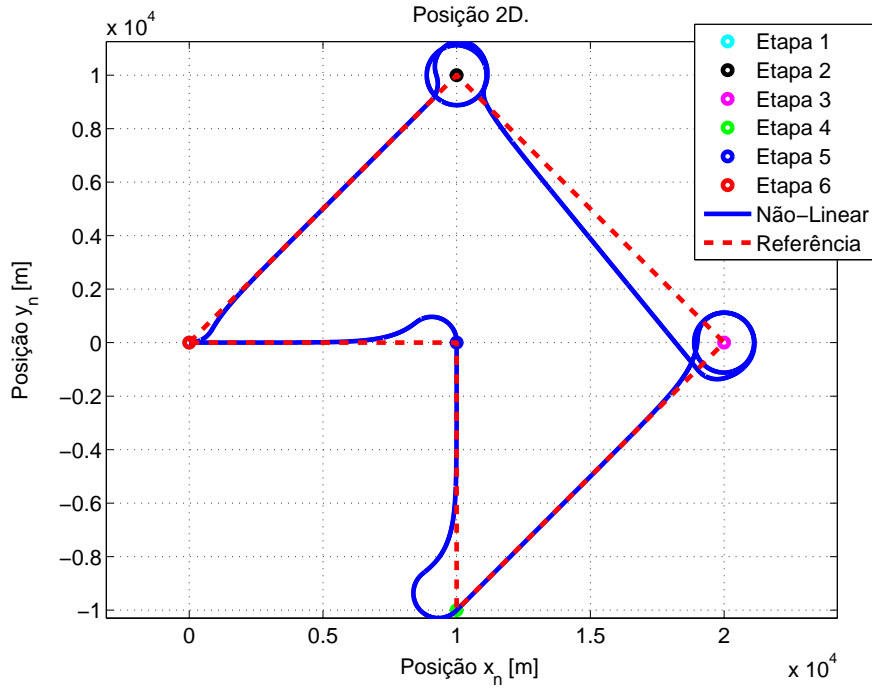


FIG. 7.8: Posição 2D do modelo não-linear da aeronave *Cessna* e trajetória de referência da missão.

Observa-se que os algoritmos de geração de missão estão de acordo com o especificado. Percebe-se também a estabilidade do modelo não-linear frente aos chaveamentos das etapas da missão.

Pode-se verificar também nas figuras resultantes da simulação, o respeito às restrições das variáveis relacionadas às superfícies de controle e ângulos.

Por fim, pode-se ressaltar a restrição do raio de curvatura máximo para execução de manobras de mudança de rumo, como das etapas cinco para a seis e da seis para a sete.

## 8 CONCLUSÃO

Neste trabalho realizou-se um estudo sobre a modelagem e o controle de uma aeronave de asas fixas para o planejamento de missões. A aeronave utilizada foi o *Cessna Skylane 182* e seu modelo não-linear, com os parâmetros encontrados em ROSKAM (1979), e linearizado em torno de um ponto de operação, o qual foi escolhido para o voo de cruzeiro, reto e nivelado. O modelo não-linear possui quatro entradas e nove estados. Este modelo foi submetido a uma linearização inspirada em NELSON (1989) e STEVENS (1992), e tornou-se desacoplado. Em função disto, pôde ser dividido em modos látero-direcional e longitudinal, sem prejuízo de um em relação ao outro. Neste trabalho, somente o modo látero-direcional foi tratado. Considerou-se, assim, a existência de um efetivo controle longitudinal. No modo látero-direcional, as entradas são correspondentes às deflexões nos *ailerons* e no leme. Os estados são o ângulo de deslize lateral ( $\beta$ ), a velocidade angular de rolagem ( $p$ ) no eixo  $x$ , a velocidade angular de guinada ( $r$ ) no eixo  $z$  e o ângulo de rolagem ( $\phi$ ).

A malha de estabilização tem como variáveis de entrada o ângulo de deslize lateral e o ângulo de rolagem. O primeiro ângulo tem como referência o valor nulo, indicando voo reto e nivelado. O ângulo de rolagem advém da malha de guiamento. O controle utilizado para a malha de estabilização foi o de um sistema servo associado a um controlador LQR que por sua vez relacionado a um observador de estados. Esta estratégia de controle foi escolhida após testes com outros tipos de controladores, a qual se mostrou ser a mais satisfatória. Foram inseridos os blocos saturadores no *aileron* e no leme, os quais continham valores físicos oriundos do simulador *Flight Gear* para a aeronave *Cessna* (OLSON, 2010). Foram arbitrados parâmetros de desempenho para a especificação do controlador da malha de estabilização. Para a especificação do controlador e para a verificação destes parâmetros foi utilizado o modelo linear, que em seguida foi comparado com o modelo não-linear. A partir de então, somente o modelo não-linear é considerado para as simulações, pois representa o modelo realístico.

A malha de guiamento foi abordada de acordo com BLAKELOCK (1991) e possui por entrada o ângulo de guinada desejado ( $\psi_d$ ) e por saída o ângulo de guinada propriamente dito ( $\psi_a$ ) e as coordenadas  $x$  e  $y$  da aeronave no sistema de coordenadas de navegação. Além destas, foram verificados também os comportamentos das variáveis do

modo látero-direcional, bem como as deflexões do *aileron* e do leme e a posição da aeronave. O controlador adotado para a malha de guiamento foi o proporcional - integral - derivativo. Este escolhido pelo fato de ser, aparentemente, o mais encontrado na maioria dos trabalhos publicados. Foram adotados, também, parâmetros de desempenho, os quais foram plenamente atendidos com o controlador projetado.

As malhas de geração de trajetórias retilínea e circular foram realizadas baseadas nos algoritmos existentes em PAPPAS ET AL. (2004). Todas as malhas foram simuladas, com o modelo não-linear, as trajetórias realizadas apresentaram-se semelhantes às planejadas, confirmando assim a eficácia e a eficiência dos projetos dos controladores das malhas apresentados.

Por fim, foi realizado um sistema híbrido da missão. A parte contínua consiste nos blocos das malhas de estabilização, guiamento e geração de trajetórias, enquanto que a parte discreta está relacionada com as trocas entre as etapas da missão: retilínea ou circular. Um diagrama no *Simulink/MATLAB* foi implementado a fim de se realizar a simulação de uma missão com o modelo não-linear. Pode-se confirmar o funcionamento do algoritmo de geração de missão de acordo com o especificado, além disto, observa-se a estabilidade do modelo não-linear frente aos chaveamentos. Verifica-se também o respeito em relação às restrições físicas das superfícies de controle e dos ângulos da aeronave, bem como a restrição do raio de curvatura máximo para a execução de manobras de mudança de rumo.

As limitações deste trabalho foram no sentido da não abordagem do controle do modo longitudinal. Como, neste trabalho foi abordado somente o modo látero-direcional, foi considerado a existência de um efetivo controle longitudinal, realizado de forma simplificada, no caso deste trabalho, considerando todas as derivadas das variáveis do modo longitudinal iguais a zero. Considerou-se também que a aeronave encontrava-se num plano à aproximadamente 5000 pés (1524 m).

Salienta-se que neste trabalho a influência do vento e do consumo de combustível não foram modeladas, necessárias para a parte externa de caracterização do contexto operacional. Para isto seriam necessárias as curvas características do consumo de combustível de uma aeronave de asas fixas, bem como da influência do vento e da inclusão destas à modelagem da aeronave.

No âmbito deste trabalho foi aceito para apresentação oral o artigo intitulado "Modelagem e Controle de uma aeronave de asas fixas para o planejamento de missões de VANT." para o XVIII Congresso Brasileiro de Automática realizado em Bonito - MS nos

dias 12 a 16 de setembro de 2010.

## 8.1 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Com relação aos tópicos apresentados neste trabalho, existem alguns pontos que merecem atenção e que representam possibilidades de trabalhos futuros.

- A modelagem e o controle do modo longitudinal.
- Inclusão dos efeitos do vento e do consumo de combustível no modelo completo da aeronave.
- Concatenação dos dois modos (látero-direcional e longitudinal) e a consequente verificação formal de todo o sistema não-linear em um verificador que suporte sistemas não-lineares ou a consequente linearização do sistema e sua verificação no programa PHAVer<sup>2</sup> (FRESHSE, 2005).
- Uma outra forma de se validar o sistema de controle desenvolvido, seria utilizar a plataforma experimental existente no CTE<sub>x</sub> (PEREIRA, 2007). Para este caso serão necessários ajustes e revisões do modelo dos cálculos dos controladores para adequar à aeronave *Cessna* em 1/4 de escala. Entretanto, o modelo foi tratado em detalhes em JENSEN (2005). Outra possibilidade de validação é a utilização de ferramentas de simulação do tipo *Flight Gear* (OLSON, 2010) e esquemas de *hardware-in-the-loop*.

---

<sup>2</sup>PHAVer (*Polyhedral Hybrid Automaton Verifier*) é uma ferramenta de verificação segura das propriedades dos sistemas híbridos. Destaca-se das outras ferramentas pelas seguintes características: exatidão e robustez paramétrica com precisão ilimitada, aproximação *on-the-fly* das dinâmicas afins por partes, entre outras.



## 9 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AMIANTI, G. e DE BARROS, E. A. **Desenvolvimento da aviônica de um VANT - veículo aéreo não tripulado.** Em XVI Congresso Brasileiro de Automática, págs. 2225 – 2230, Salvador, Bahia, 2006.
- ANDERSEN, A. T., BAK, P., HANSEN, M. A., JENSEN, R., HOUGAARD, M., SØRENSEN e XIE, J. **Autonomous Model Airplane.** Institute of Electronic Systems - Aalborg University - Department of Control Engineering - Intelligent Autonomous Systems, 3 de Fevereiro a 2 de Junho 2004.
- BLAKELOCK, J. H. **Automatic Control of Aircraft and Missiles.** 2nd edition, 1991.
- BÉLANGER, J., DESBIENS, A. e GAGNON, E. **UAV Guidance with Respect of Arrival Specifications.** 16th Mediterranean Conference on Control and Automation - IEEE, 2008.
- CAMPOS, M. F., ISCOLD, P., TÔRRES, L. A. B. e AGUIRRE, L. A. **SiDeVAAN: Simulação e desenvolvimento de veículos aéreos autônomos e não-tripulados.** Em Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, Florianópolis - SC, 2007. VIII SBAI - Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente.
- CASTRO, A. P. A., DA SILVA, J. D. S., SHIGUEMORI, E. H., MARTINS, M. P. e GOLTZ, G. **Restauração de Imagens e detecção automática de correspondências aplicados à Navegação Aérea Autônoma.** Sensoriamento Remoto das Forças Armadas - Instituto de Estudos Avançados, págs. 36,37, 25-28 de novembro 2008.
- CHEMLA, J. **Thirty Years of Tactical UAV Developments.** Technical report, Israel Aircraft Industries Ltd, 2003.
- COSTA, G. S. e CARRILHO DA CUNHA, A. E. **Utilização da Verificação de Sistemas Híbridos para o Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados.** XVII Congresso Brasileiro de Automática, 2008, 2008.
- DATTA, B. **Numerical Methods for Linear Control Systems Design and Analysis.** Elsevier, Inc., 2004.
- FILHO, W. C. L. **PAS - Plataforma de Atitude Solidária.** Em Segundo Simpósio Brasileiro de Engenharia Inercial, IPqM, Rio de Janeiro, 1998.
- FREHSE, G. **PHAVer: Algorithmic verification of hybrid systems.** Hybrid Systems: Computation and Control (HSCC05), 2289, 2005. PHAVer está disponível em <http://www.cs.ru.nl/~goranf/>.

- GARRIDO, R. O. e CARRILHO DA CUNHA, A. E. **Aplicação da Síntese de Supervisores de Sistemas Híbridos ao Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não Tripulados.** IX Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente, 2009, 2009a.
- GARRIDO, R. O. **Aplicação da Síntese de Supervisores de Sistemas Híbridos ao Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripulados.** Dissertação de mestrado, Instituto Militar de Engenharia, Rio de Janeiro, 2009b.
- GOEBEL, R., SANFELICE, R. G. e TEEL, A. R. **Robust Stability and Control for Systems that combine continuous-time and discrete-time dynamics.** IEEE Control Systems Magazine, Abril 2009.
- GONZÁLEZ, J. M. E., CARRILHO DA CUNHA, A. E., CURY, J. E. R. e KROGH, B. H. **Supervision of Event Driven Hybrid Systems: Modeling and Synthesis.** Em BENEDETTO, M. D. e SANGIOVANNI-VINCENTELLI, A., editores, Anais do 4th International Workshop on Hybrid Systems: Computation and Control (HSCC 2001), volume 2034 of LNCS, págs. 0247–0261, Rome, Italy, Março 2001.
- HARRIS, C. J. e CHARNLEY, D. **Intelligent autonomous vehicles: recent progress and central research issues.** Computing & Control Engineering Journal, 3(4):164–171, July 1992.
- HEMERLY, E. M., NETO, N. S. B., MACIEL, B. C. O. e GÓES, L. C. S. **Identificação e Controle de Veículos Autônomos Não-Tripulados com Asa Fixa.** Congresso Brasileiro de Automatica - 2006, 2006.
- JENSEN, F. e PEDERSEN, D. R. H. **Autonomous Aircraft: A nonlinear approach.** Project period:9-10th. semester, Faculty of Engineering and Science - Aalborg University - Institute of Electronic Systems - Department of Control Engineering, 2005.
- LIN, C. **Modern Navigation, Guidance and Control Processing.** 1991.
- MATLAB. **Matlab - The Language of Technical Computing.**, r2007a edition, 2007.
- NELSON, R. C. **Flight Stability and Automatic Control.** McGraw-Hill Book Company, 1989.
- NICULESCU, M. **Lateral Track Control Law for Aerosonde UAV.** Em 39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. University of Washington, Janeiro 2001.
- OGATA, K. **Engenharia de Controle Moderno.** Pearson/Prentice Hall, 2003.
- OLSON, C. L. **Flight Gear.** <http://www.flightgear.org/>, Fevereiro 2010.
- PAPPAS, G. J., BAYRAKTAR, S. e FAINEKOS, G. E. **Experimental Cooperative Control of Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles.** 43rd IEEE Conference on Decision and Control, December 14-17 2004.

- PEREIRA, A. R. **Controladores robustos com interpolação de ganhos via lógica difusa - aplicação em veículos autônomos não tripulados.** Dissertação de mestrado, Instituto Militar de Engenharia - IME, Rio de Janeiro, Dezembro 2001.
- PEREIRA, A. R. **Pesquisa e Desenvolvimento de Veículo Aéreo Não Tripulado no CTEEx.** I Simpósio do DCT sobre Veículo Aéreo Não Tripulado, Julho 2008.
- PEREIRA, A. R. e NEVES, N. D. D. **Planejamento de trajetórias e simulação de voo autônomo de aeronave em escala reduzida.** Revista CTEEx P&D, 2007. Rio de Janeiro.
- ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls.**, volume 1. Lawrence KS: DARcorporation, 1979.
- ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls.**, volume Part I. DEsign, Analysis and Reserch Corporation (DARcorporation), 2001.
- SEIBEL, C., FARINES, J.-M. e CURY, J. E. R. **Towards Using Hybrid Automata for the Mission Planning of Unmanned Aerial Vehicles.** Number 1567 in Lecture Notes in Computer Science, págs. 324–340. Springer-Verlag, 1998.
- SEIBEL, C. W. **Uma metodologia formal para o planejamento e controle de missões de aeronaves não-tripuladas.** Tese de doutorado, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis, novembro 2000.
- STEVENS, B. L. e LEWIS, F. L. **Aircraft Control and Simulation.** John Wiley & Sons, Inc, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore, 10 edition, 1992.
- VIDYASAGAR, M. **Nonlinear Systems Analysis.** Prentice Hall, 1978.

# Livros Grátis

( <http://www.livrosgratis.com.br> )

Milhares de Livros para Download:

[Baixar livros de Administração](#)

[Baixar livros de Agronomia](#)

[Baixar livros de Arquitetura](#)

[Baixar livros de Artes](#)

[Baixar livros de Astronomia](#)

[Baixar livros de Biologia Geral](#)

[Baixar livros de Ciência da Computação](#)

[Baixar livros de Ciência da Informação](#)

[Baixar livros de Ciência Política](#)

[Baixar livros de Ciências da Saúde](#)

[Baixar livros de Comunicação](#)

[Baixar livros do Conselho Nacional de Educação - CNE](#)

[Baixar livros de Defesa civil](#)

[Baixar livros de Direito](#)

[Baixar livros de Direitos humanos](#)

[Baixar livros de Economia](#)

[Baixar livros de Economia Doméstica](#)

[Baixar livros de Educação](#)

[Baixar livros de Educação - Trânsito](#)

[Baixar livros de Educação Física](#)

[Baixar livros de Engenharia Aeroespacial](#)

[Baixar livros de Farmácia](#)

[Baixar livros de Filosofia](#)

[Baixar livros de Física](#)

[Baixar livros de Geociências](#)

[Baixar livros de Geografia](#)

[Baixar livros de História](#)

[Baixar livros de Línguas](#)

[Baixar livros de Literatura](#)  
[Baixar livros de Literatura de Cordel](#)  
[Baixar livros de Literatura Infantil](#)  
[Baixar livros de Matemática](#)  
[Baixar livros de Medicina](#)  
[Baixar livros de Medicina Veterinária](#)  
[Baixar livros de Meio Ambiente](#)  
[Baixar livros de Meteorologia](#)  
[Baixar Monografias e TCC](#)  
[Baixar livros Multidisciplinar](#)  
[Baixar livros de Música](#)  
[Baixar livros de Psicologia](#)  
[Baixar livros de Química](#)  
[Baixar livros de Saúde Coletiva](#)  
[Baixar livros de Serviço Social](#)  
[Baixar livros de Sociologia](#)  
[Baixar livros de Teologia](#)  
[Baixar livros de Trabalho](#)  
[Baixar livros de Turismo](#)