



## Academia da Força Aérea



### Técnicas de Identificação de Sistemas para Estimar o Modelo Dinâmico Longitudinal e Avaliar Parâmetros dos Controladores de Uma Aeronave Não-Tripulada, Equipada com Um Piloto Automático *Piccolo II*

Tiago Manuel Silva Diegues

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

### Ciências Militares Aeronáuticas na especialidade de Engenharia Electrotécnica

Orientador: Capitão Tiago Miguel Monteiro de Oliveira  
Co-Orientador: Capitão Gonçalo Charters dos Santos Cruz  
Co-Orientador: Alferes Fernando Roque Dias Ferreira

### Júri

Presidente: Brigadeiro General Armando Carlos Marcos Correia de Barros  
Orientador: Capitão Tiago Miguel Monteiro de Oliveira  
Vogal: Major Elói Teixeira Pereira

Novembro 2020



*“When you have exhausted all possibilities, remember this: You Haven’t.”* Thomas Edison



# Agradecimentos

Primeiramente agradeço à Academia da Força Aérea (AFA) por me proporcionar uma formação académica de topo e por me permitir desenvolver como pessoa e como militar.

Ao meu orientador, Capitão Tiago Oliveira, quero deixar o meu sincero agradecimento pelo seu apoio contínuo e total disponibilidade durante a minha dissertação e pelas soluções valiosíssimas em momentos-chave que me guiaram para o melhor caminho a seguir e que me permitiram concluir este trabalho.

Ao co-orientador Capitão Gonçalo Cruz, agradeço pela disponibilidade e apoio ao longo das diversas reuniões.

Quero agradecer ao co-orientador Alferes Roque Ferreira por todas as sugestões preciosas que me deu desde o início, bem como o apoio incansável até ao fim deste trabalho. Posso considerar que é um amigo que a AFA me proporcionou ao longo destes anos, principalmente durante a jornada no Instituto Superior Técnico (IST).

Agradeço ao meu curso, Hurakans, por todos os momentos passados dentro e fora da AFA ao longo destes anos. Continuarão a ser, com certeza, grandes amigos para o resto da minha vida.

À minha família, deixo o meu especial agradecimento pelo apoio incondicional desde o início, que sempre acreditou em mim e esteve presente quando mais precisava. Considerem este marco como vosso porque sem vocês, todas as conquistas até agora não se teriam concretizado. O meu obrigado do fundo do coração.

À Nadia, agradeço todos os momentos de amor, carinho, paciência e apoio incondicionais desde o início que me permitiram continuar de cabeça erguida, mesmo durante os períodos mais difíceis, estando eu perto ou longe.



# Resumo

A presente dissertação enquadra-se na missão do Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) e pretende complementar a ferramenta desenvolvida anteriormente em [1] para o ajuste dos ganhos dos controladores longitudinais do piloto automático *Piccolo II*. Inicialmente, são analisadas as principais referências no âmbito de identificação de sistemas que permitem caracterizar a dinâmica longitudinal de um *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV).

Em seguida, são analisadas as leis de controlo do movimento longitudinal do *Piccolo II*, referentes ao controlo da altitude e da *True Air Speed* da aeronave. Uma vez que as estas não são disponibilizadas pelo fabricante, interpreta-se a documentação do *Piccolo II* e estuda-se a dissertação de mestrado [2], que aborda o mesmo tema.

Adicionalmente, identificam-se os modelos da dinâmica longitudinal, que juntamente com as leis de controlo caracterizam a estrutura de controlo do *Piccolo II*, dos quais se apresentam as respostas estimadas pelos modelos computacionais em comparação com as obtidas através do simulador de voo do *Piccolo II*.

Por fim, com base na técnica *Root Locus* e na ferramenta computacional *Optimization-Cased Control System Design*, procede-se para o ajuste dos ganhos do *Piccolo II* referentes ao movimento longitudinal. Através das simulações realizadas com o software do *Piccolo II*, após o ajuste dos ganhos da lei de controlo do leme de profundidade, registaram melhorias na ordem dos 50% nos tempos de resposta da aeronave, e de 66% na oscilação da mesma, comparativamente aos ganhos pré-definidos do *Piccolo II*. Este resultado evidencia o potencial de contribuição deste trabalho para a melhoria da segurança e eficiência do voo das aeronaves do CIAFA.

## Palavras Chave

*Piccolo II*, ajuste dos ganhos, identificação de sistemas, UAV, leis de controlo, dinâmica longitudinal



# Abstract

This dissertation addresses the mission of the Centre of Investigation of the Air Force Academy (CIAFA) and complements the tool that was previously developed in the reference [1] to tune the gains of the automatic pilot system *Piccolo II*. In addition, it intends to provide more information about system identification to estimate the computational models which characterize the longitudinal dynamics of a UAV, with the intention of systematizing the process of tuning of the gains of the controllers of the automatic pilot system *Piccolo II*.

First and foremost, the control laws of the longitudinal dynamics of the automatic pilot *Piccolo II* are studied in relation to the altitude and the *True Air Speed* control as well as the gains which belong to both the control laws. Since the control laws have not been made public by the manufacturer, the documentation of *Piccolo II* and the work in [2] are analysed in order to make up for the unavailability of the control laws

Secondly, the models of the longitudinal dynamics, which characterize the control structure of the *Piccolo II* together with the control laws, are identified using system identification techniques. Moreover, the estimated models and the recorded dynamics are compared and contrasted.

Finally, the Root Locus and Optimization-Cased Control System Design are implemented, making way for the tuning of the gains of the *Piccolo II* with regard to longitudinal movement. Significant improvement in the performance of the UAV *Arcturus T-15* is also shown.

## Keywords

Piccolo II, tuning of gains, system identification, UAV, control laws, longitudinal dynamics



# Conteúdo

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	Enquadramento . . . . .	2
1.2	Motivação e Objetivo . . . . .	3
1.3	Contribuições . . . . .	3
1.4	Estrutura . . . . .	4
<b>2</b>	<b>Revisão Bibliográfica</b>	<b>5</b>
2.1	Estrutura de Controlo do Piloto Automático <i>Piccolo II</i> . . . . .	6
2.2	Estados da Dinâmica Longitudinal da Aeronave . . . . .	7
2.3	Identificação de Sistemas . . . . .	9
2.3.1	Processo de Identificação de Sistemas . . . . .	11
2.3.2	Modelos Lineares . . . . .	13
2.3.2.A	Função de Transferência . . . . .	13
2.3.2.B	Modelo em Espaço de Estados . . . . .	14
2.3.2.C	Modelo Polinomial . . . . .	15
2.3.3	Modelos Não-Lineares . . . . .	16
2.3.3.A	Modelo Não-Linear ARX . . . . .	16
2.3.3.B	Modelo <i>Hammerstein-Wiener</i> . . . . .	16
2.3.4	Funções de Custo de Estimação de Parâmetros . . . . .	17
2.3.5	Aplicações em Contexto Aeronáutico . . . . .	18
2.4	Ajuste dos Ganhos da Lei de Controlo . . . . .	20
<b>3</b>	<b>Leis de Controlo do <i>Piccolo II</i></b>	<b>23</b>
3.1	Modos Longitudinais do <i>Piccolo II</i> . . . . .	24
3.2	Lei de Controlo do Leme de Profundidade . . . . .	25
3.2.1	Estrutura da Lei de Controlo do Leme de Profundidade . . . . .	25
3.2.2	Validação da Lei de Controlo do Leme de Profundidade . . . . .	29
3.2.2.A	Validação dos ganhos $K_{iz}$ e $K_{pz}$ . . . . .	34
3.2.2.B	Validação do ganho <i>EPT</i> . . . . .	36

3.2.2.C	Validação do ganho $K_{pv}$ . . . . .	40
3.2.2.D	Validação do ganho $K_{pa}$ . . . . .	42
3.3	Lei de Controlo do <i>Throttle</i> . . . . .	44
3.3.1	Estrutura da Lei de Controlo do <i>Throttle</i> Segundo a Referência [2] . . . . .	44
3.3.2	Validação da Lei de Controlo do <i>Throttle</i> da Referência [2] . . . . .	46
3.3.3	Estrutura da Lei de Controlo do <i>Throttle</i> Segundo a Referência [3] . . . . .	48
3.3.3.A	Cálculo da Força de Resistência Aerodinâmica ( <i>Drag</i> ) e do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ ) . . . . .	49
3.3.4	Validação da Lei de Controlo do <i>Throttle</i> da referência [3] . . . . .	51
3.3.5	Alternativa à Estrutura da Lei de Controlo do <i>Throttle</i> . . . . .	52
3.3.6	Validação da Alternativa à Lei de Controlo do <i>Throttle</i> . . . . .	53
3.3.6.A	Análise adicional . . . . .	54
3.3.7	Comparação do Desempenho das Várias Leis de Controlo . . . . .	56
<b>4</b>	<b>Estimação e Validação do Modelo da Dinâmica Longitudinal</b>	<b>59</b>
4.1	Metodologia para a Estimação e Validação dos Modelos dos Estados da Lei de Controlo do Leme de Profundidade . . . . .	60
4.2	Modelos Longitudinais do <i>UAV Arcturus Honda T-15</i> Estimados com Dados de Simulação	62
4.2.1	Cálculo do Modelo da Aceleração Vertical pela Razão de Subida . . . . .	62
4.2.2	Estimação do Modelo da Dinâmica Longitudinal por Comandos de Razão de Subida	64
4.2.3	Estimação do Modelo da Aceleração Vertical pela Razão de Picada . . . . .	66
4.3	Validação do Sistema de Controlo em Malha Fechada . . . . .	69
4.3.1	Envio de Comandos de Referência . . . . .	69
4.3.2	Seguimento de um Plano de Voo . . . . .	71
<b>5</b>	<b>Ajuste dos Ganhos da Lei de Controlo do Leme de Profundidade</b>	<b>75</b>
5.1	Caraterização da Resposta do Modelo em <i>Simulink</i> com Ganhos Predefinidos . . . . .	76
5.2	Ajuste dos Ganhos . . . . .	77
5.2.1	Aplicação às aeronaves do CIAFA . . . . .	83
<b>6</b>	<b>Conclusão</b>	<b>85</b>
6.1	Trabalho Realizado . . . . .	86
6.2	Perspectivas para Trabalhos Futuros . . . . .	87

# Lista de Figuras

2.1	Estrutura de Controlo do <i>Piccolo II</i> , adotada de [1] . . . . .	6
2.2	Representação esquemática dos estados da aeronave, adaptada de [3]. . . . .	7
2.3	Representação do ângulo de picada ( $\theta$ ), do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e do ângulo de incidência ( $\gamma$ ), adaptada de [4]. . . . .	8
2.4	Representação do referencial do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), adaptada de [3]. . . . .	9
2.5	Aeronave como um sistema de entradas e saídas, adaptada de [5]. . . . .	10
2.6	<i>Input</i> no formato de <i>frequency-sweep</i> , adotada de [5]. . . . .	11
2.7	<i>Input</i> no formato de <i>doublet</i> , adotada de [5]. . . . .	11
2.8	Processo de Identificação de Sistemas, adaptado de [6]. . . . .	12
2.9	Estrutura do modelo <i>Hammerstein-Wiener</i> . . . . .	16
2.10	Manobra realizada pelo UAV, <i>perching</i> , adotada de [7]. . . . .	19
2.11	Parâmetros da resposta de um sistema controlado, adaptado de [8]. . . . .	20
3.1	Esquema da estrutura de controlo do <i>Piccolo II</i> para a validação das leis de controlo, retirado de [1]. . . . .	24
3.2	Ciclo de Controlo da Altitude ( $h$ ). . . . .	26
3.3	Dados registados pela telemetria da Deflexão do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) a verde e da Razão de Subida ( $V_{Rate}$ ) a vermelho, consoante o Comando da Razão de Subida Atual ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) a azul. . . . .	30
3.4	Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando $K_{iz} = 2$ e $TAS = 22 [m/s]$ . . . . .	33
3.5	Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando $K_{iz} = 1.5$ e $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	33
3.6	Comparação entre as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando $K_{iz} = 1.5$ e $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	33
3.7	Comparação da contribuição dos ganhos quando $K_{iz} = 0.5$ e $K_{pz} = 1$ para $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	35
3.8	Comparação da contribuição dos ganhos quando $K_{iz} = 0.5$ e $K_{pz} = 0.1$ para $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	35
3.9	Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{pz} = 1$ e $TAS = 22 [m/s]$ . . . . .	36
3.10	Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{pz} = 0.5$ e $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	36

3.11 Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ , $EPT = 0.25$ e $TAS = 26 [m/s]$ . . . . .	37
3.12 Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ , $EPT = 0.5$ e $TAS = 26 [m/s]$ . . . . .	37
3.13 Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ , $EPT = 1$ e $TAS = 26 [m/s]$ . . . . .	37
3.14 Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ , $EPT = 0.25$ e $TAS = 26 [m/s]$ . . . . .	39
3.15 Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ , $EPT = 1$ e $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	39
3.16 Comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) para $K_{pvz} = 1$ e $TAS = 20 [m/s]$ . . . . .	41
3.17 Comparação entre o $V_{Rate_{cmd}}$ registado pela telemetria e o determinado pela lei de controlo para $K_{pa} = 0.4$ e $TAS_{cmd} = 20 [m/s]$ . . . . .	42
3.18 Comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) para $K_{pa} = 0.1$ e $TAS = 22 [m/s]$ . . . . .	43
3.19 Comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) para $K_{pa} = 0.4$ e $TAS = 22 [m/s]$ . . . . .	43
3.20 Diagrama de blocos da estrutura de controlo do <i>True Air Speed</i> (TAS)), adotado de [2]. . . . .	44
3.21 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.2$ . . . . .	47
3.22 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.5$ . . . . .	47
3.23 Comparação entre o $C_D$ documentado e o obtido pela equação (3.34). . . . .	50
3.24 Comparação entre o $\alpha$ registado e o obtido pela equação (3.37). . . . .	51
3.25 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.2$ . . . . .	52
3.26 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.6$ . . . . .	52
3.27 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.6$ . . . . .	53
3.28 Variação do $\delta_t$ para $K_{it} = 0.5$ . . . . .	53
3.29 $Energy_{Rate_{cmd}}$ da lei de controlo em comparação com o da derivada do $\delta_t$ . . . . .	55
3.30 Comparação entre a velocidade comandada ( $TAS_{cmd}$ ) com a atual TAS. . . . .	55
3.31 Comparação entre as duas leis de controlo do <i>throttle</i> ( $\delta_t$ ). . . . .	57
4.1 Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para Estimar os Modelos da Aeronave. . . . .	60
4.2 Representação da entrada ( $\delta_e$ ) e da saída ( $\theta$ ), com vista à identificação dos parâmetros da dinâmica de voo do <i>UAV Arcturus Honda T-15</i> . . . . .	61
4.3 Diagrama de blocos para os parâmetros $\delta_e$ , $q$ , $\theta$ e $h$ , adaptada de [3], . . . . .	63
4.4 Comparação entre o $a_{V_{Rate}}$ da telemetria com o calculado, . . . . .	64
4.5 Comparação entre o $a_{V_{Rate}}$ da telemetria com o calculado pela Função de Transferência (FT) (4.6). . . . .	66
4.6 Esquema da estrutura de controlo da altitude ( $h$ ). . . . .	68
4.7 Comparação entre a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) registada pela telemetria e a determinada pela estrutura de controlo da altitude ( $h$ ). . . . .	70

4.8	Comparação entre a altitude ( $h$ ) registada pela telemetria e a determinada pela estrutura da altitude ( $h$ ). . . . .	71
4.9	Plano de voo e respetivos <i>waypoints</i> . . . . .	72
4.10	Comparação entre a razão de picada ( $q$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo.	72
4.11	Comparação entre a aceleração ( $a_{V_{Rate}}$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo.	72
4.12	Comparação entre o ângulo de picada ( $\theta$ ) atual e o determinado pela estrutura de controlo.	73
4.13	Comparação entre a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo.	73
4.14	Comparação entre a altitude ( $h$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo. . . . .	73
5.1	Resposta computacional (laranja) e a obtida em simulação de voo (azul) para para os ganhos $K_{iz}$ , $K_{pv}$ e $EE$ predefinidos. . . . .	77
5.2	Janelas do <i>toolbox Control System Designer</i> . . . . .	78
5.3	Janela do método <i>Optimization-Cased Control System Design</i> . . . . .	79
5.4	Comparação entre resposta a obtida em simulação de voo com os novos ganhos e com os ganhos $K_{iz}$ , $K_{pv}$ e $EE$ predefinidos (azul). . . . .	80
5.5	Seguimento da altitude ( $h$ ) com os ganhos predefinidos. . . . .	81
5.6	Seguimento da altitude ( $h$ ) com os ganhos estimados. . . . .	81
5.7	Seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) com os ganhos predefinidos. . . . .	82
5.8	Seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) com os ganhos estimados. . . . .	82
5.9	Seguimento da aceleração vertical ( $a$ ) com os ganhos predefinidos. . . . .	82
5.10	Seguimento da aceleração vertical ( $a$ ) com os ganhos estimados. . . . .	82



# Lista de Tabelas

3.1	Caraterísticas principais do <i>Arcturus Honda T-15</i> . . . . .	30
3.2	Ganhos Integrais Estimados ( $K_{iz}$ ) pelo Método dos Mínimos Quadrados (MMQ) para a Lei de Controlo do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) quando $K_{iz} \neq 0$ , $K_{pz} = 0$ e $EPT = 0$ . . . . .	31
3.3	<i>Root Mean Square Error</i> (RMSE) obtido entre as deflexões do leme de profundidade registadas pela telemetria ( $\delta_e$ ) e as calculadas pela lei de controlo. . . . .	32
3.4	Ganhos Proporcionais Estimados ( $K_{pz}$ ) pelo MMQ para a Lei de Controlo do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) quando $K_{iz} = 0.5$ e $EPT = 0$ . . . . .	34
3.5	RMSE entre o $K_{pz}$ verdadeiro e o estimado para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} \neq 0$ e $EPT = 0$ . . . . .	35
3.6	Comparação entre o ganho $EPT$ da lei de controlo anterior e o da atual estimados pelo MMQ e o verdadeiro quando $K_{iz} = 0.5$ , $K_{iz} = 0.25$ e $EPT \neq 0$ . . . . .	38
3.7	RMSE obtido quando implementada a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para $K_{iz} = 0.5$ , $K_{pz} = 0$ e $EPT \neq 0$ . . . . .	39
3.8	Comparação entre os ganhos $K_{pv}$ estimados pelo MMQ e os reais. . . . .	40
3.9	RMSE entre o $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ atual e o calculado pela lei de controlo para $K_{pv} \neq 0$ . . . . .	41
3.10	Comparação entre o RMSE do $V_{Rate_{cmd}}$ atual e o estimado pela lei de controlo para $K_{pa} \neq 0$ . . . . .	43
3.11	RMSE entre o $\delta_t$ atual e o obtido pela equação (3.25) para $K_{it \neq 0}$ , $K_{pt} = 0$ e $TPT = 0$ . . . . .	47
3.12	RMSE entre o $\delta_t$ atual e o obtido pela equação (3.31) para $K_{it \neq 0}$ , $K_{pt} = 0$ e $TPT = 0$ . . . . .	51
3.13	RMSE entre o $\delta_t$ atual e o calculado pela lei de controlo para $K_{it \neq 0}$ , $K_{pt} = 0$ e $TPT = 0$ . . . . .	53
3.14	Comparação entre o RMSE obtido para a lei de controlo (LC) da referência [2] e para a lei de controlo da energia cinética. . . . .	56
4.1	RMSE entre os estados reais e os estimados pela estrutura de controlo da altitude (h) em malha fechada e respetivos erros relativos médios. . . . .	74
5.1	Comparação entre as respostas da aeronave simuladas com os ganhos predefinidos e com os estimados. . . . .	80



# Lista de Abreviaturas

<b>AFA</b>	Academia da Força Aérea
<b>BJ</b>	<i>Box-Jenkins</i>
<b>CIAFA</b>	Centro de Investigação da Academia da Força Aérea
<b>CINAV</b>	Centro de Investigação Naval
<b>DLR</b>	<i>Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt</i>
<b>FAP</b>	Força Aérea Portuguesa
<b>FDP</b>	Função Densidade de Probabilidade
<b>FT</b>	Função de Transferência
<b>IAS</b>	<i>Indicated Air Speed</i>
<b>IFT</b>	<i>Iterative Feedback Tuning</i>
<b>IST</b>	Instituto Superior Técnico
<b>ISR/IST</b>	Instituto de Sistemas e Robótica do Instituto Superior Técnico de Lisboa
<b>LQR</b>	<i>Linear-Quadratic Regulator</i>
<b>MEP</b>	<i>Max Engine Power</i>
<b>MMQ</b>	Método dos Mínimos Quadrados
<b>MV</b>	Máxima Verosimilhança
<b>NASA</b>	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
<b>NECSAVE</b>	<i>Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles</i>
<b>OE</b>	<i>Output-Error</i>
<b>PCC</b>	<i>Piccolo Command Center</i>
<b>PERSEUS</b>	<i>Protection of European Borders and Seas through Intelligent Use of Surveillance</i>
<b>PITVANT</b>	Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados

<b>PID</b>	<i>Proporcional Integrador Derivativo</i>
<b>RMSE</b>	<i>Root Mean Square Error</i>
<b>SEAGULL</b>	Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo Baseados em Veículos Aéreos não Tripulados
<b>TAS</b>	<i>True Air Speed</i>
<b>TPT</b>	<i>Throttle Prediction Thrust</i>
<b>UAV</b>	<i>Unmanned Aerial Vehicle</i>

# Lista de Símbolos

$g$	Aceleração da gravidade ( $m/s^2$ )
$a_z$	Aceleração no eixo $z_b$ da aeronave ( $m/s^2$ )
$a_{V_{Rate}}$	Aceleração vertical no eixo $z_e$ da Terra ( $m/s^2$ )
$K_{iz}$	<i>Acceleration Err int Elevator</i>
$K_{pz}$	<i>Acceleration Err to Elevator</i>
$h$	Altitude ( $m$ )
$K_{pa}$	<i>Altitude Err to Vertical Rate Cmd</i>
$\alpha$	Ângulo de ataque (graus)
$\beta$	Ângulo de derrapagem (graus)
$\gamma$	Ângulo de incidência (graus)
$\psi$	Ângulo de guinada (graus)
$\phi$	Ângulo de rolamento/ <i>Roll</i> (graus)
$\theta$	Ângulo de picada (graus)
$s_w$	Área da asa ( $m^2$ )
$\tau$	<i>Atraso/Delay</i>
$C_{D_\alpha}$	Coefficiente de resistência aerodinâmica consoante $\alpha$
$C_{D_{\delta_e}}$	Coefficiente de resistência aerodinâmica consoante $\delta_e$
$C_{D_q}$	Coefficiente de resistência aerodinâmica consoante $q$
$C_{L_\alpha}$	Coefficiente de sustentação consoante $\alpha$
$C_{L_{\delta_e}}$	Coefficiente de sustentação consoante $\delta_e$
$\delta_s$	Deflexão da Superfície de Controlo (graus)
$\delta_a$	Deflexão dos ailerons (graus)
$\delta_e$	Deflexão do leme de profundidade/ <i>elevator</i> (graus)
$\delta_r$	Deflexão do rudder (graus)
$\rho$	Densidade do ar ( $Kg/m^3$ )
$x_b$	Eixo $x$ da aeronave
$x_e$	Eixo $x$ da Terra
$y_b$	Eixo $y$ da aeronave
$y_e$	Eixo $y$ da Terra
$z_b$	Eixo $z$ da aeronave
$z_e$	Eixo $z$ da Terra
$K_{pe}$	<i>Energy err to Energy Rate</i>
$K_{it}$	<i>Energy Rate err int to Throttle</i>
$K_{pt}$	<i>Energy Rate err to Throttle</i>
$u_{cmd}$	Entrada de comando
$F$	Força (N)
$T$	Força Propulsiva (N)
$D$	Força de resistência aerodinâmica/ <i>Drag</i> (N)
$L$	Força de sustentação/ <i>Lift</i> (N)
$e$	Fator de eficiência de <i>Oswald</i>

$LPF$	<i>Low Pass Filter</i>
$m$	Massa (Kg)
$A$	Matriz da dinâmica
$H$	Matriz das saídas
$D$	Matriz das saídas directas
$F$	Matriz de estabilidade (Identificação de Sistemas)
$w$	Matriz de ruído (Identificação de Sistemas)
$G$	Matriz do controlo/entrada
$MEP$	<i>Max Engine Power</i>
$\nu$	Medições do ruído
$n$	Ordem do modelo
$z$	Observações/Medições
$p_d$	Pressão dinâmica ( $N/m^2$ )
$\theta$	Parâmetro desconhecido (Identificação de Sistemas)
$W$	Peso da aeronave/ <i>Weight</i> (N)
$r$	Razão de guinada/ <i>Yaw Rate</i> (graus/s)
$V_{Rate}$	Razão de subida/ <i>Vertical Rate</i> (m/s)
$q$	Razão de picada (graus/s)
$S$	Sobreelevação (%)
$t_s$	Tempo (s)
$t_s$	Tempo de estabelecimento (s)
$t_r$	Tempo de subida (s)
$q^{-1}$	<i>Time shift operator</i>
$TAS$	<i>True Air Speed</i> (m/s)
$U$	Transformada de <i>Laplace</i> da entrada
$Y$	Transformada de <i>Laplace</i> da saída
$E$	Transformada de <i>Laplace</i> do ruído
$\delta_t$	Varição do <i>throttle</i>
$x$	Vetor de estados
$u$	Vetor das entradas (Identificação de Sistemas)
$y$	Vetor das saídas
$V_a$	Velocidade da aeronave (m/s)
$v$	Velocidade lateral (graus/s)
$u$	Velocidade longitudinal (m/s)
$w$	Velocidade vertical (m/s)
$p$	Velocidade de pranchamento/ <i>Roll Rate</i> (graus/s)
$K_{pv}$	<i>Vertical err to Acceleration Cmd</i>
$AR$	<i>Wing Aspect Ratio</i>
$b$	<i>Wingspan</i> (m)

# 1

## Introdução

## 1.1 Enquadramento

Desde a antiguidade que o Homem, inspirando-se nas aves, sonhou conseguir alcançar e descobrir o céu. Após várias tentativas e vários projetos, como os desenhos de máquinas voadoras de Leonardo da Vinci (1452-1519), só em 1783 é que se conseguiu navegar pelo céu através de um balão de ar quente (ver [9]). Começou assim a aviação através de aeronaves “mais leves do que o ar”. Em 1903, deu-se o primeiro voo propulsivo protagonizado por Orville (1871-1948) e Wilbur Wright (1867-1912), conhecidos como os *Wright Brothers*. Desde então, com todo o conhecimento adquirido nos séculos anteriores, com a evolução do transporte aéreo e com as duas guerras mundiais a impulsionar o mundo aeronáutico, a aviação tem crescido exponencialmente. Os voos passaram de meros metros para voos intercontinentais, de breves segundos para horas e as aeronaves começaram a desempenhar missões de várias naturezas.

Com o avanço tecnológico no mundo aeronáutico, surgiram aeronaves autónomas não tripuladas, designadas por *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), usualmente de menores dimensões que as aeronaves convencionais e capazes de realizar missões de variadas índoles, desde o patrulhamento e vigilância marítima (ver [10]), passando pela monitorização de incêndios rurais e florestais (ver [11]), seguimento de alvos (ver [12]), até investigação científica. Deste modo, os UAV's permitem eliminar vários riscos para o ser humano presentes nas mais variadas missões, como a perda de vidas humanas, o cansaço da tripulação, a exposição a substâncias tóxicas e radioativas e a elementos da natureza agressivos (ver [13] e [14]).

Mais recentemente, os UAV's têm sido desenvolvidos com o objetivo de serem totalmente autónomos e capazes de realizar missões apenas com a supervisão de um operador com reduzido controlo sobre a aeronave. Consequentemente, é necessária a existência de um piloto automático eficiente, capaz de substituir o controlo humano e de desempenhar todos os controlos necessários no decorrer das missões.

O Centro de Investigação da Academia da Força Aérea (CIAFA) (ver [15]) desde a sua criação, em 2009, tem participado no desenvolvimento, e investigação associadas a UAV's e, juntamente com outras entidades nacionais e internacionais, tem-se envolvido em vários projetos de interesse para a defesa nacional, nomeadamente o Projecto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados (PITVANT) (ver [16]), o *Protection of European Borders and Seas through Intelligent Use of Surveillance* (PERSEUS) (ver [17]), o *Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles* (NECSAVE) (ver [18]), o Sistemas Inteligentes de Suporte ao Conhecimento Situacional Marítimo Baseados em Veículos Aéreos não Tripulados (SEAGULL) (ver [19]) e o TROANTE (ver [20]), entre outros..

Atualmente, o CIAFA tem dois projetos de investigação e desenvolvimento em curso. Em primeiro lugar, o projeto VOAMAI (ver [21]), cujos parceiros são o Centro de Investigação Naval (CINAV) e o Instituto de Sistemas e Robótica do Instituto Superior Técnico de Lisboa (ISR/IST), o qual pretende desenvolver novas metodologias para a deteção e seguimento de alvos marinhos e terrestres através de imagens aéreas. Em segundo, o projeto FIREFRONT (ver [22] e [23]) tem como principais colaboradores a UAVision (ver [24]) e o ISR/IST (ver [25]), procura apoiar o combate a incêndios rurais, tornando os

processos de detecção da localização e previsão da progressão de incêndios mais expedito.

Na área de investigação, desenvolvimento científico e de instrução de operadores de UAV's, o CIAFA possui várias aeronaves não tripuladas, como o ANTEX-X02 Alfa 07 (ver [1]), que possui como piloto automático o *Piccolo II* da empresa *Collins Aerospace* (ver [26]). Esta dissertação pretende estudar este piloto automático e melhorar o seu desempenho, contribuindo desta forma para a missão do CIAFA.

## 1.2 Motivação e Objetivo

O piloto automático *Piccolo II* possui uma estrutura de controlo interna que lhe permite gerar e processar os comandos de referência (e.g. velocidade, altitude e planos de voo). Estes comandos podem ser pré-carregados na estrutura de controlo através de um plano de voo ou são enviados em tempo real por um operador através da *ground station*. Por sua vez, estes comandos provocam alterações na dinâmica (estados) através das deflexões das superfícies de controlo. No entanto, por vezes a aeronave não se possui um comportamento desejado, o qual é necessário ajustar a estrutura de controlo do piloto automático.

O *Piccolo II* dispõe de uma funcionalidade que permite alterar os parâmetros do controlador (ganhos) de forma a melhorar a resposta da aeronave aos comandos de referência. Porém, o fabricante *Collins Aerospace* apenas fornece a descrição dos ganhos (ver [27]), não incluindo a estrutura de controlo implementada no *Piccolo II*, tornando o ajuste destes parâmetros num processo moroso e exigente analiticamente. Atualmente, este ajuste é um processo moroso e iterativo realizado com base na experiência dos militares do CIAFA, não havendo, portanto, um método sistematizado.

Esta dissertação dá sequência ao trabalho realizado previamente na dissertação de mestrado “Desenvolvimento de Ferramenta Computacional para Ajuste Automático de Controladores em Veículos Aéreos Não Tripulados (ver [1]), na qual foi elaborada uma ferramenta computacional para ajustar os ganhos da estrutura de controlo do *Piccolo II* relacionados com o movimento lateral da aeronave. Uma vez que a referência anterior não abordou o controlo do movimento longitudinal, referentes ao controlo da altitude e do *True Air Speed* (TAS), neste âmbito, a presente dissertação focar-se-á na estrutura de controlo do movimento longitudinal do piloto automático *Piccolo II*, tendo como principal objetivo aumentar a eficiência e simplificar o processo de ajuste de ganhos, completando a ferramenta elaborada para o movimento lateral desenvolvida em [1].

## 1.3 Contribuições

Esta dissertação visa sistematizar o processo de ajuste de ganhos do movimento longitudinal da estrutura de controlo do piloto automático *Piccolo II*, complementando desta forma a ferramenta desenvolvida em [1].

Em primeiro lugar, a partir da análise da documentação dos ganhos das leis de controlo *do Piccolo II* (ver [27]) e do estudo do trabalho realizado em [2] sobre o mesmo assunto, validou-se a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e validou-se parcialmente a lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ).

Em segundo, identificaram-se os modelos do estados longitudinais controlados pelo leme de profundidade que possibilitam a caracterização da dinâmica de um *UAV*.

Seguidamente, através do *software Simulink* (ver [28]), implementou-se a lei de controlo e o modelo dinâmico longitudinal em malha fechada com realimentação de estados.

Por último, com recurso à aplicação *Control System Designs* (ver [29]) do *Simulink* ajustaram-se os ganhos do piloto automático *Piccolo II*, onde se verificaram melhorias significativas da resposta da aeronave a comandos impostos em simulação. Para além disso, definiu-se um procedimento sistematizado para o ajuste dos ganhos que é transversal a outros pilotos automáticos.

## 1.4 Estrutura

A presente dissertação de mestrado é composta por 6 capítulos que irão ao encontro da realização dos objetivos referidos.

O Capítulo 1 introduz e contextualiza o tema e enquadra-o na realidade da Força Aérea Portuguesa (FAP). Referem-se os objetivos e as necessidades para a realização deste trabalho e as contribuições que o mesmo procura produzir.

No Capítulo 2 apresenta-se uma breve revisão das matérias científicas relacionadas com o controlo de sistemas e, principalmente, com a identificação e estimação de modelos que caracterizam a dinâmica de aeronaves.

O Capítulo 3, em primeiro lugar, descreve os diferentes modos de voo do *Piccolo II* que controlam a altitude ( $h$ ) e a velocidade (TAS). Seguidamente, apresentam-se e validam-se as respetivas leis de controlo que comandam o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e o *throttle* ( $\delta_t$ ).

Relativamente ao Capítulo 4, numa primeira fase, este apresenta o processo adotado para estimar o modelo que permite caracterizar os estados longitudinais da aeronave e, de seguida, valida-se o mesmo em malha fechada, utilizando a lei de controlo validada no Capítulo 3.

No Capítulo 5, caracteriza-se a resposta do piloto automático *Piccolo II* a um comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), de altitude ( $h_{cmd}$ ) e durante um plano de voo, considerando o sistema em malha fechada anteriormente validado. De seguida, procede-se ao ajuste dos ganhos da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) com a finalidade de melhorar o comportamento da aeronave em simulação. Desta forma, apresenta-se uma metodologia sistemática para afinar os ganhos da lei de controlo.

Finalmente, o Capítulo 6 conclui esta dissertação apresentando os principais resultados obtidos, bem como as contribuições que a mesma pretende oferecer à FAP e à comunidade científica. Serão também referidas propostas para trabalhos futuros que esta dissertação poderá proporcionar.

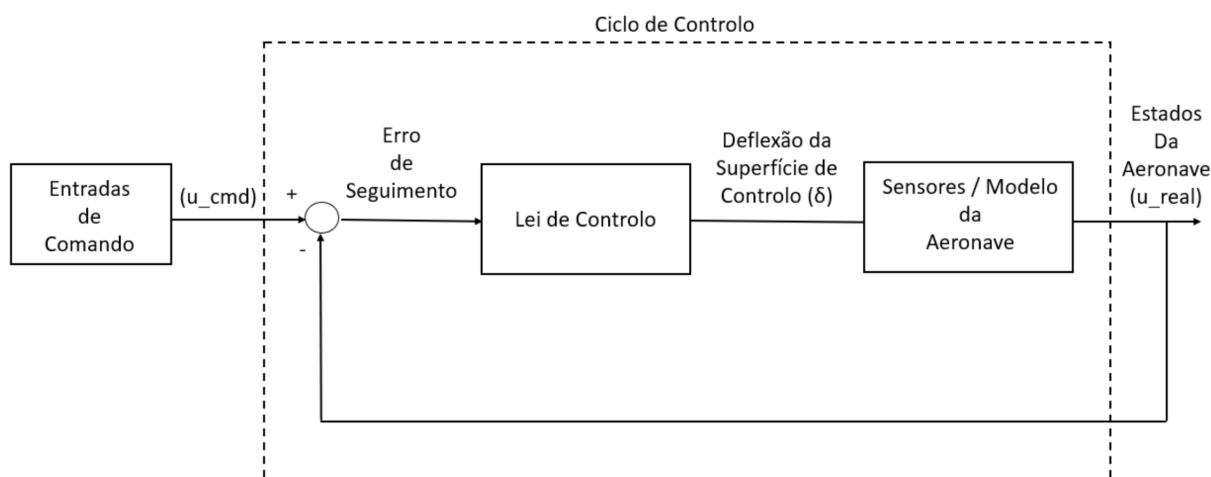
# 2

## Revisão Bibliográfica

O presente capítulo apresenta a revisão de literatura realizada no âmbito da dissertação, dividindo-se em quatro secções. Em primeiro lugar, a Secção 2.1 expõe a estrutura de controlo do *Piccolo II*. Seguidamente, na Secção 2.2 apresentam-se, de uma forma geral, as descrições dos estados da cinemática longitudinal de uma aeronave. De seguida, a Secção 2.3 apresenta os conceitos teóricos para a identificação de sistemas e o seu processo. Além disso, são apresentados os vários modelos utilizados nesse mesmo processo, bem como as funções de custo que usualmente são aplicadas para estimar os modelos. Ainda incluídos na mesma secção, serão expostos exemplos de aplicações no mundo aeronáutico. Por último, a Secção 2.4 aborda de forma breve a temática de ajuste dos ganhos da lei de controlo.

## 2.1 Estrutura de Controlo do Piloto Automático *Piccolo II*

A estrutura de controlo do *Piccolo II* pode ser simplificada pela Figura 2.1, onde se destacam três componentes: as entradas de comando ( $u_{cmd}$ ), o ciclo de controlo e os sensores ou modelo da aeronave (ver [1]). A execução de um ciclo de controlo envolve as etapas descritas nos parágrafos em seguida.



**Figura 2.1:** Estrutura de Controlo do *Piccolo II*, adotada de [1]

Em primeiro lugar, têm-se as entradas de comando da aeronave ( $u_{cmd}$ ) que impõem uma referência para a aeronave seguir. De seguida, o comando da aeronave ( $u_{cmd}$ ) é comparado com o estado atual da aeronave ( $u_{real}$ ), resultando o erro de seguimento (ver [1]):

$$u_{err} = u_{cmd} - u_{real}. \quad (2.1)$$

Por sua vez, o erro de seguimento ( $u_{err}$ ) é processado pela lei de controlo do piloto automático que a partir do erro de seguimento ( $u_{err}$ ), calcula a deflexão da superfície de controlo ( $\delta_s$ ).

De seguida, essa deflexão altera o estado real da aeronave ( $u_{real}$ ) que, por sua vez, é medido pelos

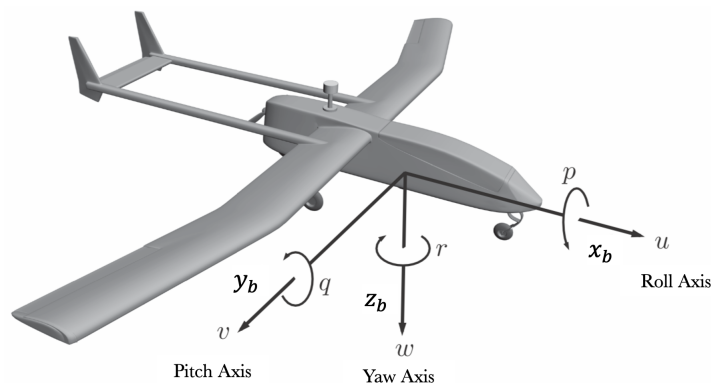
sensores da aeronave ou é calculado por um modelo da dinâmica da aeronave. A Seção 2.3 e o Capítulo 4 estendem-se com mais detalhe sobre estimação dos modelos da dinâmica.

Por último, o novo estado real irá atualizar o erro de seguimento, fechando desta forma o ciclo de controlo, cujo objetivo é diminuir o erro de seguimento até que este seja nulo (ver [1]). Para adequar a resposta da aeronave às entradas de referência durante deste ciclo, é necessário ajustar os parâmetros (ganhos) das leis de controlo.

## 2.2 Estados da Dinâmica Longitudinal da Aeronave

A aeronave é um sistema dinâmico que pode ser representado por equações não-lineares. No entanto, devido à dificuldade em trabalhar com este tipo de equações, estas são tipicamente simplificadas em equações lineares e o movimento da aeronave é usualmente desacoplado em modos lateral e longitudinal (ver [3]). A presente dissertação apenas se irá focar no movimento longitudinal.

Geralmente no mundo aeronáutico, para descrever os estados (posição e atitude) de uma aeronave, utilizam-se dois sistemas de referência: o referencial da aeronave (*body*) e o referencial local terrestre (ver [30]). O referencial da aeronave, tem a sua origem no centro de gravidade da aeronave ( $c_g$ ), com o eixo  $x_b$  no sentido do nariz, o eixo  $y_b$  perpendicular a  $x_b$  e apontando no sentido da asa direita, e o eixo  $z_b$  perpendicular a ambos, dado pelo produto externo entre  $x_b$  e  $y_b$ , como se verifica na Figura 2.2. Por sua vez, a origem do referencial terrestre encontra-se num ponto de referência da superfície terrestre, com o eixo  $x_e$  orientado para o Norte, o eixo  $y_e$  para Este e o eixo  $z_e$  a direcionado para baixo. Tendo em conta estes dois referenciais, o vetor velocidade da aeronave, em relação ao referencial terrestre, pode ser descrito no referencial da aeronave como  $V_a = [u \ v \ w]$  e a sua velocidade angular como  $\omega = [p \ q \ r]$ . Por sua vez, a orientação relativa entre os dois referenciais é tipicamente descrita na literatura [30] recorrendo aos ângulos de *Euler*  $[\phi \ \theta \ \psi]$ , onde  $\phi$  corresponde ao ângulo de rolamento,  $\theta$  ao ângulo de picada e  $\psi$  ao ângulo de guinada.



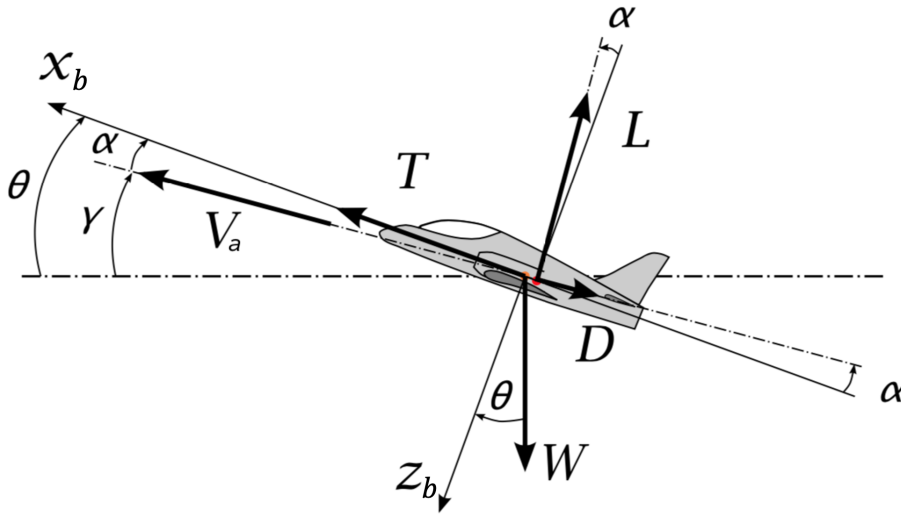
**Figura 2.2:** Representação esquemática dos estados da aeronave, adaptada de [3].

Deste modo, a dinâmica longitudinal de uma aeronave pode ser descrita pelo seguinte vetor de estados (ver [31]):

$$x = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \\ a_z \end{bmatrix}, \quad (2.2)$$

onde  $u$  é a velocidade longitudinal,  $w$  é a velocidade vertical,  $q$  é a razão de picada/*pitch rate*,  $\theta$  é o ângulo de picada/*pitch* e  $a_z$  é a aceleração no eixo  $z_b$  da aeronave. A razão de picada ( $q$ ) descreve o movimento da aeronave em torno do eixo lateral ( $y_b$ )

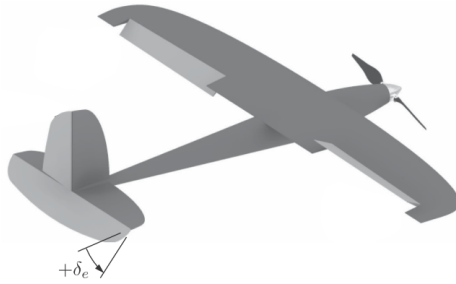
Uma vez que as aeronaves se deslocam em relação à massa de ar, a orientação do seu vetor velocidade ( $V_a$ ), pode não coincidir com a orientação do eixo  $x_b$ . No caso particular do movimento longitudinal, a diferença angular entre a direção de  $x_b$  e velocidade da aeronave é dada pelo ângulo de ataque ( $\alpha$ ), conforme ilustrado na Figura 2.3. Por conseguinte, o ângulo de incidência ( $\gamma$ ) é a diferença entre o ângulo de picada ( $\theta$ ) e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ).



**Figura 2.3:** Representação do ângulo de picada ( $\theta$ ), do ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e do ângulo de incidência ( $\gamma$ ), adaptada de [4].

Além disso, a Figura (2.3) representa as forças aerodinâmicas que atuam numa aeronave — a sustentação/*lift* ( $L$ ), o peso da aeronave/*weight* ( $W$ ) e a força de resistência aerodinâmica/*drag* ( $D$ ) —, a força propulsiva/*thrust* ( $T$ ) e a velocidade da aeronave ( $V_a$ ).

Por último, as entradas do movimento longitudinal são a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a variação do *throttle* ( $\delta_t$ ). A Figura 2.4 representa o sentido positivo da deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), sendo que, quando o  $\delta_e$  é positivo, o nariz da aeronave desce e vice-versa.



**Figura 2.4:** Representação do referencial do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), adaptada de [3].

Deste modo, após estudados os estados da aeronave, irão-se abordar técnicas de identificação de sistemas que permitem encontrar modelos matemáticos, que através das entradas e saídas do sistema, caracterizam a sua dinâmica.

## 2.3 Identificação de Sistemas

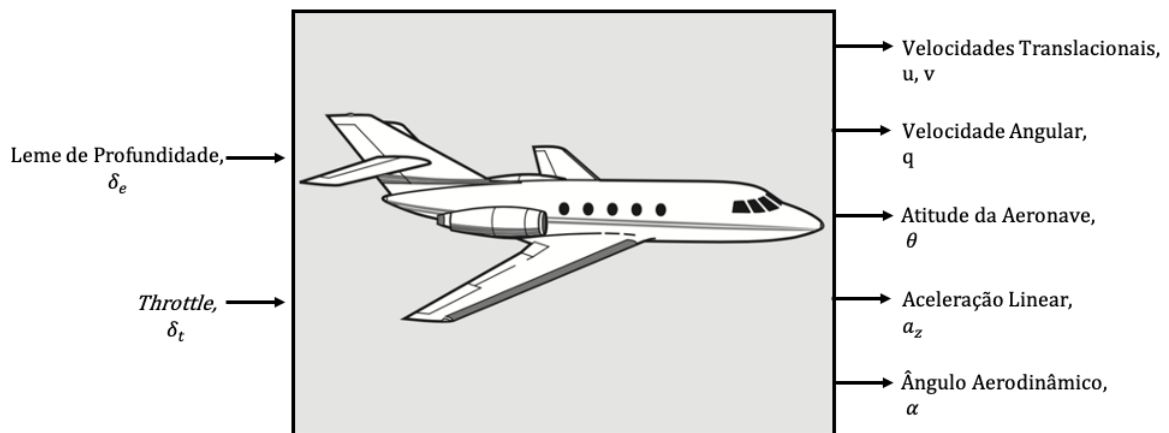
Nesta secção será abordado o processo de identificar o modelo do sistema em estudo, neste caso a aeronave, decisivo para totalizar o ciclo de controlo apresentado na Secção 2.1.

Deste modo, a identificação de sistemas é um processo que permite construir modelos matemáticos de sistemas dinâmicos com parâmetros desconhecidos. Através de medições do comportamento dos sistemas, este processo é fundamental para conhecer qualquer sistema físico observável. Esta área foi desenvolvida para desenhar sistemas de controlo fundamentados em modelos matemáticos e tem sido utilizada no âmbito da biologia, da medicina, da economia, da engenharia e do mundo aeronáutico (ver [32]).

Tradicionalmente, os modelos dinâmicos das aeronaves são determinados analiticamente, os quais são caracterizados por um conjunto de parâmetros, nomeadamente derivadas de estabilidade e parâmetros físicos da aeronave. Por sua vez, o cálculo destes parâmetros requer a realização de testes exaustivos em simulação computacional e ensaios em voo, tornando este processo bastante dispendioso e demorado (ver [6]).

Com o avanço do processamento computacional, a identificação de sistemas engloba, na atualidade, técnicas onde através do *input* e do *output*, é possível encontrar o modelo dinâmico que melhor se aproxima ao comportamento real do sistema. Além disso, é possível incluir conhecimento *a priori* do sistema, de forma a melhorar o desempenho do modelo.

Uma aeronave é um exemplo de um sistema com entradas e saídas, como se verifica na Figura 2.5. Esta será excitada por entradas de controlo, que por sua vez serão as superfícies aerodinâmicas: a deflexão dos *ailerons* ( $\delta_a$ ) para o controlo do ângulo de rolamento ( $\phi$ ), o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para o controlo de picada ( $\theta$ ), a deflexão do *rudder* ( $\delta_r$ ) para o controlo de guinada ( $r$ ) e o *throttle* ( $\delta_t$ ) que controla o *TAS* (ver [5]).



**Figura 2.5:** Aeronave como um sistema de entradas e saídas, adaptada de [5].

Através de ensaios em voo e de simulações computacionais é possível caracterizar a resposta dinâmica da aeronave a comandos das superfícies de controle. Esta resposta irá refletir-se nos estados que caracterizam a dinâmica da aeronave: velocidades translacionais, velocidades angulares, atitudes da aeronave, acelerações lineares e os ângulos aerodinâmicos, conforme ilustrado na Figura 2.5 (ver [5]). Através destes estados geram-se os modelos da aeronave.

O processo de identificação de sistemas envolve as seguintes premissas fundamentais (ver [32]):

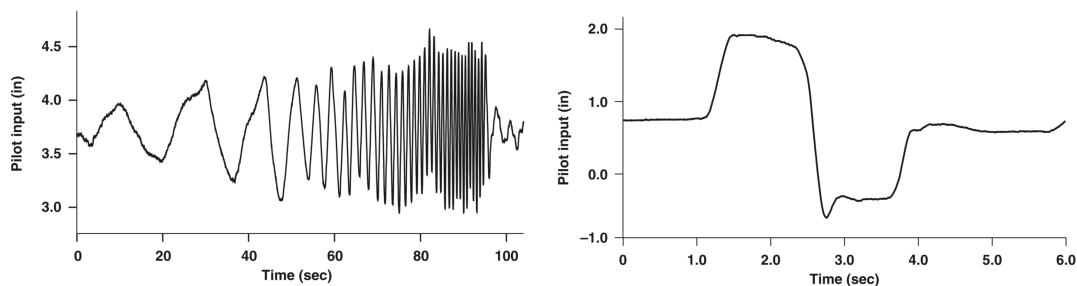
- O verdadeiro estado do sistema dinâmico é determinístico;
- É possível modelar os princípios físicos que sustentam o sistema dinâmico;
- É possível realizar experiências específicas;
- Existem dados da saída e da entrada do sistema.

A primeira e segunda premissa relacionam-se uma com a outra. Ambas sugerem que os sistemas analisados podem ser descritos por modelos matemáticos, não sendo por isso sistemas caóticos em que a relação entre as entradas e as saídas são impossíveis de serem descritas através de leis físicas. Está também implícito que, em condições ideais e para várias simulações repetidas, a análise das observações resultam no mesmo modelo estimado.

Quanto à terceira, esta sugere que é necessário realizar experiências específicas e ajustadas para cada caso, de modo a excitar vários modos da dinâmica do movimento, tornando-o mais robusto.

Por último, a quarta premissa afirma que são necessários os dados das entradas e das saídas, obtidos diretamente por sensores ou indiretamente através de relações com outras variáveis conhecidas. Os sinais de entrada devem ser utilizados com especial atenção, uma vez que irão afetar todo o restante processo. Se o sistema não for excitado o suficiente, então o modelo do mesmo não terá dados suficientes para

ser identificado. Consequentemente, é relevante que as entradas excitem o sistema de forma a obter um modelo que caracterize a dinâmica da aeronave e que este seja o mais robusto possível. Por conseguinte, recomenda-se que as entradas sejam da forma de *frequency-sweeps*, Figura (2.6), ou *doublets*, Figura (2.7), (ver [5]).



**Figura 2.6:** *Input* no formato de *frequency-sweep*. **Figura 2.7:** *Input* no formato de *doublet*, adotada de [5].

A Figura 2.6 representa um *frequency-sweep* que por sua vez trata-se de um varrimento de frequência. Por outro lado, o *doublet* consiste em dois sinais retangulares com média nula, como se verifica na Figura 2.7.

Deste modo, a identificação de sistemas é utilizada em várias situações ao longo do desenvolvimento de uma aeronave, visto que através da mesma resultam modelos matemáticos necessários para (ver [32]):

- Interpretar a relação causa-efeito dos fenómenos físicos da mecânica do voo;
- Avaliar o desempenho do sistema e as suas características;
- Validar previsões analíticas;
- Desenvolver modelos fiáveis para simuladores de voo;
- Implementar e ajustar leis de controlo.

Desta forma, a identificação de sistemas é uma ferramenta versátil para modelar, simular e desenvolver os controlos de uma aeronave.

### 2.3.1 Processo de Identificação de Sistemas

O processo de identificação de sistemas é um procedimento sequencial composto por várias etapas de desenvolvimento. A Figura 2.8 esquematiza o processo necessário para estimar um modelo que caracterize a dinâmica de um sistema.

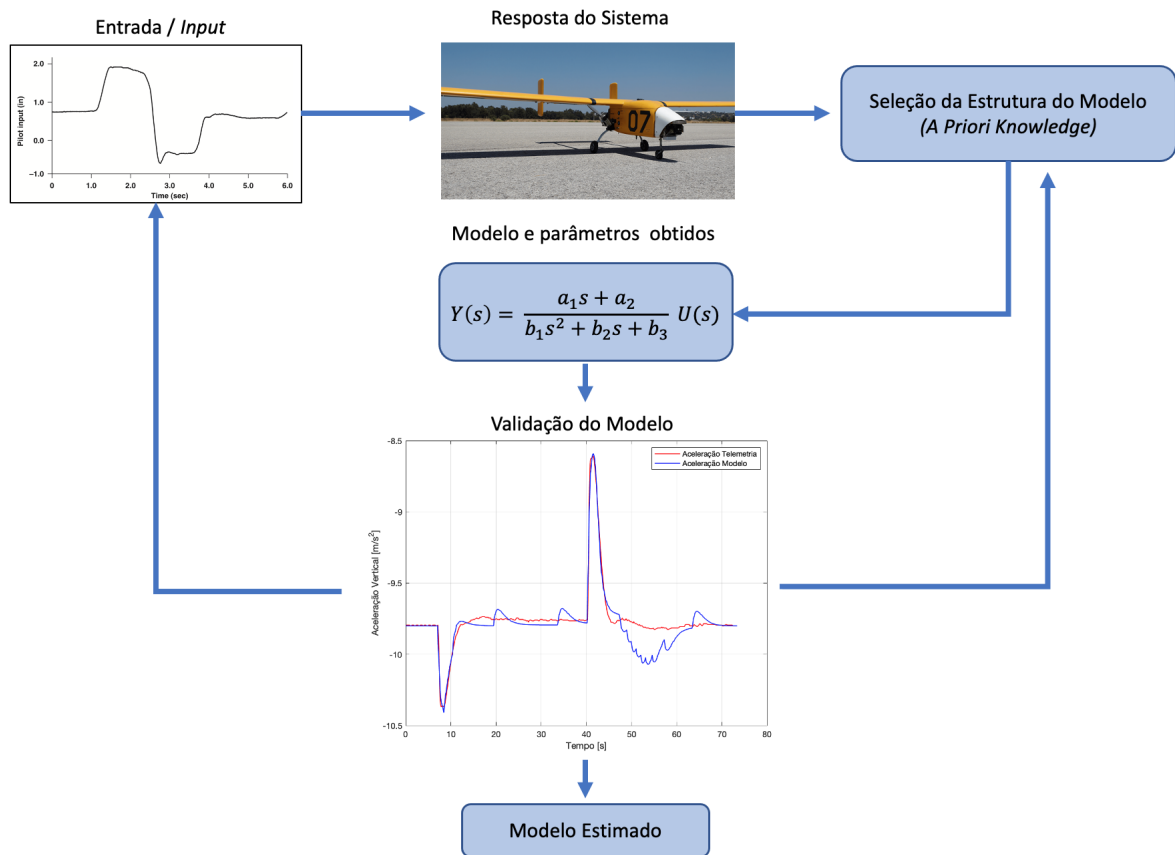


Figura 2.8: Processo de Identificação de Sistemas, adaptado de [6].

Como foi referido anteriormente, em primeiro lugar têm-se as entradas do sistema, impostas no caso em estudo pelo operador ou pelo piloto automático. Consequentemente, o sistema (aeronave) responde aos comandos e o seu comportamento é registado e analisado posteriormente. Em situações onde se realiza uma análise de voos reais, uma vez que estes podem apresentar bastante ruído, por vezes é recomendado utilizar um filtro passa-baixo na entrada e na saída (ver [6] e [32]).

De seguida, selecciona-se a estrutura do modelo que melhor se aproxima ao sistema em estudo. Este é um passo relevante, uma vez que a incorreta seleção pode gerar um modelo que apenas descreve parcialmente a dinâmica do sistema. Deste modo, deve-se obter conhecimento *a priori* de forma a interpretar a dinâmica e as características do sistema, obtendo um modelo que representa o comportamento do sistema o mais próximo da realidade.

O próximo passo corresponde à escolha do método para estimar o modelo, que pode pertencer a um dos dois grupos: não paramétrico e paramétrico (ver [6] e [32]). Os métodos não paramétricos identificam o sistema através da resposta a impulsos ou a varrimentos em frequência. Estes não necessitam conhecimento *a priori* da dinâmica do sistema nem da estrutura do modelo. Por seu lado, os métodos paramétricos assumem que se conhece a estrutura do modelo e, a partir dessa informação, permitem obter

modelos mais próximos da realidade. Deste modo, este grupo de métodos irá estimar os parâmetros da estrutura do modelo. Os métodos paramétricos sub-dividem-se nos seguinte sub-grupos (ver [6] e [33]):

- Sistemas variantes e não variantes no tempo;
- Sistemas estáticos e dinâmicos;
- Sistemas lineares e não-lineares;
- Sistemas contínuos e discretos.

A escolha do método também depende do *software* utilizado para estimar o modelo. Na presente dissertação, optou-se pelo Matlab<sup>®</sup> que possui uma ferramenta concebida especificamente para a identificação de sistemas, a *System Identification Toolbox*, usada em várias referências (ver [34], [35], [36] e [37]).

Após a estimação do modelo, deve-se validar o modelo, avaliando a sua capacidade de prever a dinâmica do sistema em várias situações. Caso o modelo não seja o mais adequado, devem-se rever os passos anteriores, desde alterar a natureza e a duração da entrada, o modelo da estrutura e o método de identificação. É necessário ter-se atenção ao *fit* entre o modelo e os dados reais, bem como analisar que dados é que o modelo não consegue prever, ou seja, os resíduos (ver [38]). Posto isto, a identificação de sistemas é um processo iterativo e por vezes requiere bastante esforço, que dependerá do quão eficiente se deseja que o modelo descreva o sistema.

### 2.3.2 Modelos Lineares

Em situações em que a relação entre o comando e comportamento da sistema é linear, por norma seleciona-se um modelo linear que caracterize esse comportamento. Estes modelos normalmente são mais simples do que os não-lineares e por este motivo são utilizados em situações não-lineares como uma forma de obter uma análise preliminar e uma aproximação realista da resposta do sistema.

#### 2.3.2.A Função de Transferência

Os estados de uma aeronave têm por base um conjunto de variáveis físicas, como por exemplo a posição ( $s$ ). Frequentemente, relacionam-se os vários estados através da derivação de variáveis em ordem ao tempo, mais propriamente, a partir de equações diferenciais (ver [39]). A título de exemplo, de acordo com a Segunda Lei de *Newton*, a força resulta do produto entre a massa e a segunda derivada da posição em ordem ao tempo:

$$F(t) = m\ddot{s}(t). \tag{2.3}$$

Deste modo, sendo a Função de Transferência (FT) uma razão de equações diferenciais (polinómios), esta tem a capacidade de descrever a relação entre as entradas e saídas de um sistema, onde (ver [31] e [40]):

- a ordem do modelo é igual à ordem do polinómio do denominador;
- as raízes do numerador são os zeros do sistema;
- as raízes do denominador são os pólos do sistema.

Este modelo tem a capacidade de representar sistemas contínuos no tempo e discretos no tempo. Para uma representação contínua no tempo, o modelo FT é representado por:

$$Y(s) = \frac{num(s)}{den(s)} \times U(s) + E(s), \quad (2.4)$$

onde  $Y(s)$ ,  $U(s)$  e  $E(s)$  são transformadas de Laplace da saída, da entrada e do ruído, respetivamente. Os termos  $num(s)$  e  $den(s)$  representam o numerador e o denominador que definem a relação entre a entrada e a saída.

Além disso, é possível representar atrasos no tempo, ficando a expressão (2.4) representada por:

$$Y(s) = \frac{num(s)}{den(s)} \times e^{-s\tau} \times U(s) + E(s), \quad (2.5)$$

da qual  $\tau$  representa o atraso no tempo.

### 2.3.2.B Modelo em Espaço de Estados

Os Modelos em Espaço de Estados são modelos que utilizam as variáveis de estado para descrever sistemas representados por equações diferenciais ou de diferença linear, ambas de primeira ordem.

O valor das variáveis de estado evolui ao longo do tempo de forma a que dependam dos valores que têm num determinado momento e dos valores impostos pelas entradas. Assim, as variáveis de saída dependem dos valores das variáveis de entrada.

A estrutura deste modelo é utilizada para uma estimação rápida, pois apenas necessita de especificar uma entrada, a ordem do modelo ( $n$ ). A ordem do modelo é um integral igual à dimensão das variáveis de estado  $x(t)$  e está relacionado com o número de atrasos nas entradas e saídas utilizados na equação diferencial linear do sistema. Numa representação contínua no tempo, este modelo apresenta a seguinte configuração:

$$\dot{x}(t) = Fx(t) + Gu(t) + w(t), \quad (2.6)$$

$$y(t) = Hx(t) + Du(t) + w(t), \quad (2.7)$$

$$x(0) = x_0, \quad (2.8)$$

onde  $F$  é a matriz de estabilidade (ou do sistema),  $G$  é a matriz do controlo (ou do *input*),  $H$  e  $D$  são as matrizes da saída,  $w$  a matriz de ruído e  $x_0$  representa os estados iniciais (ver [41]).

Através deste modelo é possível representar a FT do sistema, sendo que esta é dada por:

$$y = Gu + He, \quad (2.9)$$

onde  $G$  é a FT com  $y$  como saída e  $u$  como entrada do sistema.  $H$  é a função transferência que descreve as propriedades aditivas do ruído da saída.

### 2.3.2.C Modelo Polinomial

O modelo polinomial expressa a relação entre a entrada  $u(t)$ , a saída  $y(t)$  e o ruído  $e(t)$  através de uma notação generalizada da FT:

$$A(q)y(t) = \sum_{i=1}^{n_u} \frac{B_i(q)}{F_i(q)} u_i(t - n_{k_i}) + \frac{C(q)}{D(q)} e(t), \quad (2.10)$$

onde as variáveis  $A$ ,  $B$ ,  $C$ ,  $D$  e  $F$  são polinómios expressos através do operador *time-shift* ( $q^{-1}$ ). A variável  $A(q)$  corresponde aos pólos que são comuns ao modelo da dinâmica e ao modelo do ruído. O parâmetro  $u_i$  é a entrada índice  $i$ ,  $n_u$  é o número total de entradas e  $n_{k_i}$  é o atraso índice  $i$ .

Para estimar o sistema é necessário especificar a ordem do modelo que é representada como um conjunto de números inteiros que representam o número de coeficientes para cada polinomial:  $n_a$  para  $A$ ,  $n_b$  para  $B$ ,  $n_c$  para  $C$ ,  $n_d$  para  $D$  e  $n_f$  para  $F$ . Além disso, é necessário especificar o número de amostras  $n_k$  que correspondem ao atraso da entrada (*delay-dead*), dado pelo número de amostras que a saída demora até responder à entrada.

O número de coeficientes nos denominadores dos polinómios é igual ao número de pólos e o número de coeficientes nos polinómios numeradores é igual ao número de zeros mais 1 ( $n_b = n_{zeros} + 1$ ).

Além disso, o modelo polinomial pode ser representado por diferentes estruturas (ver [40]), que diferem pela quantidade de polinómios que esta inclui da expressão (2.10):

- ARX;
- ARMAX;
- *Box-Jenkins* (BJ);
- *Output-Error* (OE).

Caso se pretenda estudar as estruturas de cada modelo em causa, pode-se consultar a referência [42] para os modelos ARX e ARMAX, [43] para BJ e [44] para o modelo OE.

### 2.3.3 Modelos Não-Lineares

#### 2.3.3.A Modelo Não-Linear ARX

O modelo não linear ARX é uma extensão do modelo polinomial para funções não lineares. A estrutura deste modelo permite modelar modelos não lineares complexos utilizando funções não lineares mais flexíveis.

Este modelo consiste num polinómio com um estimador não linear, sendo que este estimador compreende tanto funções lineares como não lineares (ver [45]).

#### 2.3.3.B Modelo *Hammerstein-Wiener*

O Modelo *Hammerstein-Wiener* permite estimar não linearidades estáticas em sistemas outrora lineares.

Quando a saída do sistema depende da não-linearidade da entrada, é possível decompor a relação entre a entrada e a saída em dois ou mais elementos interligados (ver [46]). Nesta situação, pode-se representar a dinâmica do sistema através de uma FT linear e acrescentar as não-linearidades do mesmo. Desta forma, este modelo permite realizar esta estrutura fazendo ligações em série de blocos estáticos não-lineares com blocos dinâmicos lineares.

Posto isto, o seguinte diagrama representa a estrutura do modelo *Hammerstein-Wiener*:



**Figura 2.9:** Estrutura do modelo *Hammerstein-Wiener*.

onde:

- $f$  é uma função não-linear que transforma a entrada  $u(t)$  em  $w(t)=f(u(t))$ . Esta é uma função estacionária que pode ser configurada como uma saturação, uma *wavelet network*, um *sigmoid network*, uma *dead zone*, um polinómio uni-dimensional ou pode ser removida;
- $B/F$  é a FT linear que transforma  $w(t)$  em  $x(t)=(B/F)w(t)$ . Os polinómios  $B$  e  $F$  são semelhantes aos polinómios do modelo polinomial (ver [40]). A ordem de  $B$  é igual ao número de parâmetros no numerador mais um e a ordem de  $F$  é igual ao número de parâmetros do denominador.

Num sistema composto por  $n_y$  saídas e por  $n_u$  entradas, a função transferência é uma matriz onde:

$$\frac{B_{j,i}(q)}{F_{j,i}(q)}, \quad (2.11)$$

com  $j=1,2,\dots,n_y$  e  $i=1,2,\dots,n_u$ ;

- $h$  é uma função não-linear que mapeia a saída do bloco linear  $x(t)$  para a saída do sistema  $y(t)$ , resultando  $y(t)=h(x(t))$ . Este bloco pode ser configurado da mesma forma que a função  $f$ .

### 2.3.4 Funções de Custo de Estimação de Parâmetros

Para estimar os parâmetros desconhecidos dos modelos apresentados nas Secções 2.3.2 e 2.3.3, existem funções de custo que avaliam o desempenho de cada parâmetro estimado. O objetivo final será encontrar os parâmetros que minimizam o valor da função de custo.

Os modelos lineares podem ser representados por (ver [41]):

$$z = H\Theta + \nu, \quad (2.12)$$

e os não-lineares por:

$$z = h(\theta) + \nu, \quad (2.13)$$

onde  $z$  são as observações/medições,  $\theta$  são os parâmetros desconhecidos a serem estimados e  $\nu$  são as medições do ruído. Para o modelo linear,  $H$  é uma matriz enquanto que para o modelo não-linear  $h(\theta)$  é uma função, assumindo que ambas são conhecidas.

Posto isto, irão ser apresentados três métodos que permitem obter os parâmetros desconhecidos através de funções de custo:

- Método *Bayesian*;
- Método *Fisher*;
- Método dos Mínimos Quadrados (MMQ).

Relativamente ao Método *Bayesian*, este assume que se conhece a Função Densidade de Probabilidade (FDP) de  $\theta$  e de  $\nu$  ( $p(\theta)$  e  $p(\nu)$ ) e estima o parâmetro  $\hat{\theta}$  que maximiza a probabilidade condicional do parâmetro vetorial  $\theta$  obtida pela observação  $z$ , ou seja,  $p(\theta|z)$ . No entanto, uma vez que este método necessita de conhecer *à priori* as FDP's das variáveis aleatórias e devido à dificuldade de definí-las, são raras as situações em que este método é utilizado no mundo aeronáutico. Para se obter informações mais aprofundadas, a referência [47] desenvolve este método mais detalhadamente.

No que respeita ao método de *Fisher*, este utiliza o conceito da Máxima Verosimilhança (MV) para estimar os parâmetros desconhecidos, da qual o parâmetro estimado ( $\hat{\theta}$ ) por este método é o que maximiza a função de MV ( $\mathbb{L}(z; \theta)$ ) (ver [48]).

Em relação ao Método dos Mínimos Quadrados (MMQ), este assume que  $\theta$  é um vetor de parâmetros constantes desconhecidos e que  $\nu$  é um vetor aleatório com o ruído medido. O  $\theta$  desejado é aquele que minimiza o somatório das diferenças dos quadrados entre as entradas e as saídas.

Este método está implementado na *System Identification Toolbox* do *Matlab*<sup>®</sup> (ver [40]), a qual estima os parâmetros do modelo minimizando erro entre a saída do modelo e a resposta medida. Este erro é calculado através da função de custo que no fundo é a soma do quadrado dos erros, através do Método dos Mínimos Quadrados Ponderado:

$$J(\theta) = \frac{1}{N} \sum_{t=1}^N e^T(t, \theta) w(\theta) e(t, \theta), \quad (2.14)$$

onde:

- $N$  é o número de dados;
- $e(t, \theta)$  é o vetor do erro;
- $w(\theta)$  é a matriz de ponderação, a qual atribuir ponderações às várias saídas do sistema.

Assim, a *toolbox* determina os valores do parâmetro  $\theta$  minimizando a função  $J(\theta)$ .

Esta função pode ser configurada conforme as necessidades do utilizador, como o tipo da função do erro (preditivo ou simulado) e a componente  $w(\theta)$ . Além disso, pode ser acrescentado a opção *Regularization*, a qual acrescenta uma penalização consoante a variância dos parâmetros estimados.

### 2.3.5 Aplicações em Contexto Aeronáutico

A identificação de sistemas tem facilitado significativamente o desenvolvimento de aeronaves, simplificando processos como por exemplo a estimação de derivadas de estabilidade e de controlo que usualmente necessitam de numerosos ensaios em voo e de testes em túneis de vento. Em seguida, apresentam-se alguns exemplos de aplicação de técnicas de identificação de sistemas em contexto aeronáutico.

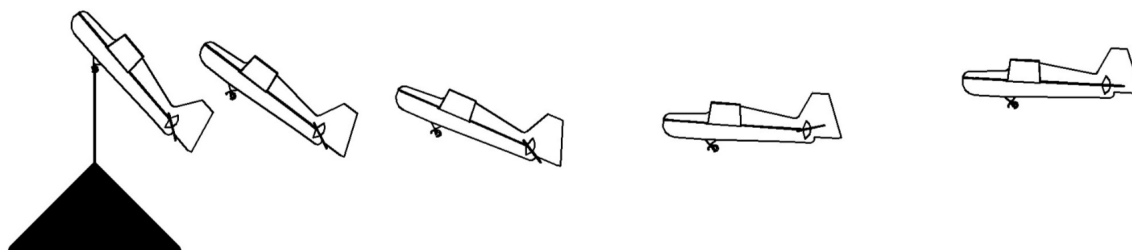
O primeiro exemplo baseia-se em atividades de Identificação de Sistemas por parte do *Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt* (DLR), Centro Aeroespacial Alemão, em aeronaves militares, civis, bem como outros sistemas de aeronaves (trem de aterragem, sistemas de propulsão, etc), (ver [49]). Por sua vez, o DLR caracteriza as equações das aeronaves através das equações de espaço de estados, sendo que a estimação dos parâmetros desconhecidos é realizada através do Método de Máxima Verosimilhança.

O segundo exemplo, desta vez implementado pela *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) corresponde à estimação dos parâmetros da dinâmica lateral da aeronave *Boeing X-48B*, onde o método utilizado foi o MMQ, (ver [50]).

Além disso, a NASA, (ver [41]), também realizou a estimação das derivadas de estabilidade e de controlo da aeronave *NASA Twin Otter*, onde também se aplicou o MMQ para estimar os parâmetros.

Relativamente à referência no âmbito de UAV's, a dissertação de mestrado de Nathan V. Hoffer, (ver [6]), disponibiliza vários exemplos de Identificação de Sistemas em UAV's de asa fixa, das quais se destacam algumas detalhadas em seguida.

A primeira, (ver [7]), explica o processo para determinar o modelo dinâmico de um ligeiro planador autónomo de asa fixa, quando este se encontra em situações com elevados ângulos de ataque ( $\alpha$ ), mais propriamente em situações pós-perda. A manobra realizada por este UAV tem o nome de *perching* e pretende reproduzir o comportamento de uma ave, Figura (2.10).



**Figura 2.10:** Manobra realizada pelo UAV, *perching*, adotada de [7].

A referência [51] aborda a mesma manobra, mas com outro UAV. O objetivo também foi determinar a dinâmica da aeronave ao longo de um voo de *perching* e além disso, obter o modelo longitudinal quase estacionário para a aceleração.

Nas referências [7] e [51] adotou-se o Modelo Espaço de Estados não linear e o método utilizado para identificar o sistema foi o MMQ.

Em [52], determinou-se o modelo que relaciona o *throttle* ( $\delta_t$ ) com a rotação da hélice, o modelo entre o comando e a reação do controlo dos servos e a relação entre o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e o ângulo de picada ( $\theta$ ). A aeronave em questão é um UAV de asa fixa com a cauda em “T”. O modelo utilizado foi o modelo polinomial *ARX* de segundo grau e o método foi também o MMQ.

Por outro lado, em [53] foi desenvolvido um algoritmo de controlo para o UAV *DragonFly 2*, que permite voar duas aeronaves ao mesmo tempo, sendo que também evita colisões entre as mesmas. Também se determinou o modelo aerodinâmico da aeronave através das equações espaço de estado e utilizou-se o MMQ no domínio da frequência para identificar o sistema.

Outro exemplo da utilização do modelo polinomial *ARX*, desta vez de quarto grau, é a referência [34], onde a sua aplicação foi determinar a dinâmica longitudinal e lateral de um *Micro Air Vehicle*, quando este se encontrava em *loiter*. Para tal, utilizou-se também o MMQ.

Em relação à referência [35], pretendeu-se alterar o controlador do piloto automático do UAV *Xtra Easy 2* para um algoritmo não linear baseado no modelo da aeronave. Assim, calculou-se o modelo não

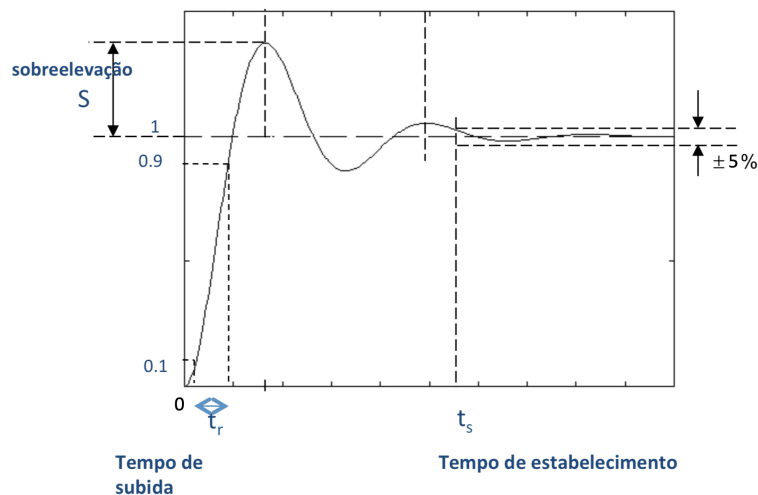
linear do UAV através das equações espaço de estado e utilizou-se o Método OE.

Os exemplos de identificação de sistemas em contexto aeronáutico anteriormente apresentados, ilustram a grande diversidade de modelos e funções de custo à disposição para utilização e a necessidade de as adequar consoante o problema em estudo. A presente dissertação irá seguir a referência [3] para estimar os modelos da cinemática do sistema, a qual apresenta conhecimento *a priori* de FT's sobre os estados a modelar. Relativamente à função de custo, uma vez que se irá utilizar a *System Identification Matlab Toolbox*, os parâmetros dos modelos serão estimados pelo Método dos Mínimos Quadrados Ponderado.

## 2.4 Ajuste dos Ganhos da Lei de Controlo

Após concluída a validação da lei de controlo e da estimação do modelo da dinâmica da aeronave, fecha-se o ciclo de controlo, representado na Figura (2.1). Para avaliar o desempenho da lei de controlo, caracteriza-se a resposta do sistema consoante os seguintes parâmetros, representados na Figura (2.11) (ver [8] e [54]):

- **Sobreelevação (S)** - corresponde ao valor máximo da saída menos o valor final, dividido pelo valor final. Usualmente expressa-se em percentagem.
- **Tempo de subida ( $t_r$ )** - é o tempo necessário para que o sistema percorra dos 10% aos 90% do valor final;
- **Tempo de estabelecimento ( $t_s$ )** - é usualmente definido como o tempo que o sistema demora a atingir um intervalo com  $\pm 5\%$  de desvio do valor final.



**Figura 2.11:** Parâmetros da resposta de um sistema controlado, adaptado de [8].

Por sua vez, a partir do ajuste de ganhos das leis de controlo, os parâmetros representados na Figura 2.11 podem ser alterados consoante a resposta desejada para cada sistema.

Posto isto, o ajuste dos ganhos é uma área em constante desenvolvimento, dos quais existem métodos clássicos, como por exemplo o *Ziegler-Nichols* e o *Cohen-Coon* que permitem ajustar ganhos de um controlador *Proporcional Integrador Derivativo* (PID), através de certas características da resposta do sistema, que por sua vez são as únicas incógnitas de equações que calculam os novos ganhos. As referências [55], [56] e [57] descrevem estes métodos com mais detalhe.

Por outro lado, os métodos iterativos, como as várias versões do *Iterative Feedback Tuning* (IFT), calculam o ganho que diminui a função de custo associada a cada método (ver [58] e [59]). Uma vez que estes métodos, por norma, utilizam *software* para otimizar os ganhos, estes são mais indicados em sistemas mais complexos e não-lineares.

Por último, os ganhos podem ser ajustados alterando a posição dos pólos do sistema em malha fechada. O método *Root Locus* é uma técnica que permite ajustar a posição dos pólos em malha fechada (ver [60]). Deste modo, alterando a posição dos pólos, é possível alterar o ganho, a frequência natural, o fator de amortecimento e consequentemente a resposta do sistema. Esta técnica é bastante demorada quando realizada manualmente, no entanto, a aplicação *Control System Designer* (ver [61]) do *Simulink* permite visualizar a posição dos pólos juntamente com a resposta do sistema, expeditando significativamente o processo. Além disso, esta aplicação permite utilizar o método iterativo *Optimization-Cased Control System Design* (ver [62]) que procura os melhores ganhos que satisfazem os parâmetros da Figura (2.11), definidos pelo utilizador (ver [63]).

Por último, considerando os métodos de ajuste de ganhos referidos nesta secção, a presente dissertação utilizará a *toolbox Control System Designer*, a qual permite estimar novos ganhos a partir dos métodos *Root Locus* e *Optimization-Cased Control System Design*.

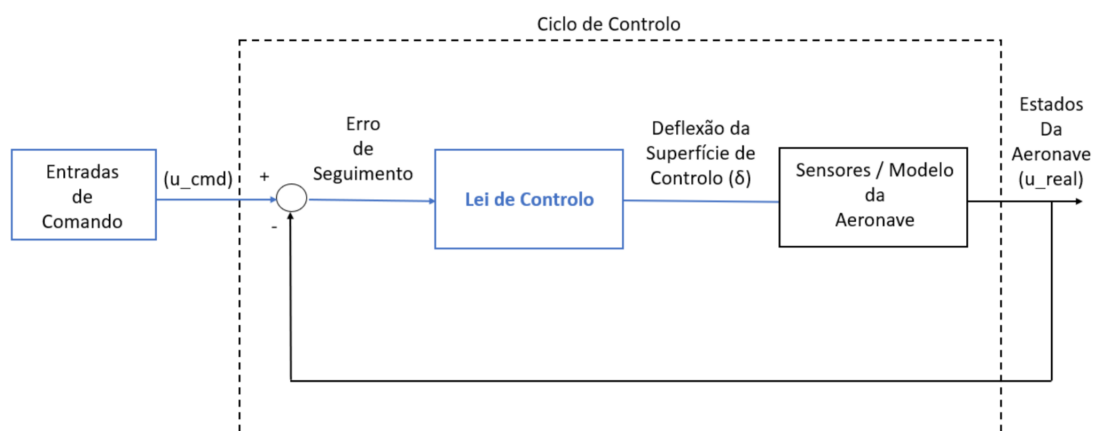


# 3

## Leis de Controlo do *Piccolo II*

O presente capítulo dedica-se à validação das leis de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e do *throttle* ( $\delta_t$ ) do piloto automático *Piccolo II*, tendo por base a documentação do fabricante [27] e a tese de mestrado [2]. Inicialmente, na Secção 3.1 serão apresentados os vários modos de operação que o *Piccolo II* dispõe para controlar os estados da dinâmica longitudinal de uma aeronave. Seguidamente, a Secção 3.2 apresenta as leis de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e do *throttle* ( $\delta_t$ ), que controlam a altitude ( $h$  - *Altitude Control*) e o TAS (*Energy Control*), respetivamente. Por último, a Secção 3.3 valida ambas as leis de controlo.

A Figura 3.1 localiza este Capítulo com a cor azul na estrutura de controlo do *Piccolo II* em estudo, que pode ser interpretado como o esquema da presente dissertação de mestrado.



**Figura 3.1:** Esquema da estrutura de controlo do *Piccolo II* para a validação das leis de controlo, retirado de [1].

Assim, antes de avançar para o estudo das estruturas das leis de controlo, é necessário compreender os modos de operação do piloto automático *Piccolo II*. Deste modo, a Secção 3.1 apresenta os 4 modos de operação do *Piccolo II* e as características de cada um.

### 3.1 Modos Longitudinais do *Piccolo II*

Consoante os limites de operação da aeronave e dos estados atuais da mesma, o *Piccolo II* seleciona um dos quatro modos para controlar a altitude ( $h$ ) e a TAS por meio do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) ou do *throttle* ( $\delta_t$ ).

Assim, os modos longitudinais do *Piccolo II* designam-se por (ver [2]):

- Modo Longitudinal 0 - *Altitude Mode*;
- Modo Longitudinal 1 - *Airspeed Mode*;
- Modo Longitudinal 2 - *Fast Airspeed Mode*;

- Modo Longitudinal 3 - *Slow Airspeed Mode*.

No que respeita ao Modo Longitudinal 0, o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) controla a altitude ( $h$ ) através da malha de controlo *Altitude Control* e o *throttle* ( $\delta_t$ ) controla a velocidade (TAS) através da malha de controlo *Energy Control* (ver [2]), sendo que este é o modo onde o *Piccolo II* opera a maior parte do tempo.

Relativamente aos modos longitudinais 1, 2 e 3, são necessárias condições de entrada para que o *Piccolo II* ative os mesmos. Durante estes modos, o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) comanda a TAS e o *throttle* ( $\delta_t$ ) controla a altitude ( $h$ ).

Dada a possibilidade de, por razões internas (e.g. falha de motor) ou externas (rajadas de vento) a velocidade ar do UAV exceder a velocidade comandada (*Fast Indicated Air Speed* - modo 2) ou abaixo (*Slow Indicated Air Speed* modo 3 de um *threshold* pré-definido, ocorre uma comutação na lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) de modo a que este passe a controlar a velocidade ar do UAV (TAS), dando, portanto, prioridade a este parâmetro, face ao comando de altitude ( $h$ ). Nestes casos (modos 2 e 3), a lógica de controlo regressa ao modo 0, assim que o valor da velocidade ar se encontra dentro do intervalo pré-definido [ $IAS_{cmd} - Slow\ IAS\ Threshold$ ;  $IAS_{cmd} + Fast\ IAS\ Threshold$ ].

Finalmente, o operador tem a possibilidade de impor que a lógica de controlo seja permanentemente ( $\delta_e \rightarrow TAS$ ) e ( $\delta_t \rightarrow h$ ), ativando de forma permanente o valor de *Fast IAS threshold* como negativo, este ativa o modo longitudinal 1.

Para além das malhas de controlo *Altitude Control*, *Energy Control* e *Airspeed Control*, o *Piccolo II* inclui uma malha de controlo adicional, designada por *RPM Control*, que visa assegurar que o motor não excede os limites (opcionais) pré-configurados de  $RPM_{min}$  e  $RPM_{Max}$ .

Posto isto, uma vez que o piloto automático, na maioria da sua operação, controla a aeronave durante o modo longitudinal 0 (*Altitude Mode*), as leis de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e do *throttle*  $\delta_t$  serão validades durante este modo de operação.

## 3.2 Lei de Controlo do Leme de Profundidade

Esta secção apresenta e valida a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) proposta na dissertação de mestrado [2]. Primeiramente, na Subsecção 3.2.1 é apresentada a estrutura de lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e, de seguida, a Subsecção 3.2.2 valida a mesma lei de controlo.

### 3.2.1 Estrutura da Lei de Controlo do Leme de Profundidade

A estrutura da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) apresentada nesta secção é referente ao modo longitudinal 0, onde o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) é responsável pelo controlo da altitude ( $h$ ). A Figura (3.2) representa o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ), onde se observam três ciclos de controlo.

Em primeiro lugar, o ciclo mais externo possui como entrada o comando da altitude ( $h_{cmd}$ ), que será comparado com a altitude atual ( $h$ ) da aeronave, originando o erro da altitude ( $h_{err}$ ). A partir do  $h_{err}$ , a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) determina o  $V_{Rate_{cmd}}$ .

De seguida, o segundo ciclo mais interno tem como entrada o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), o qual será comparado com a razão de subida atual ( $V_{Rate}$ ) de modo a obter o erro da razão de subida  $V_{Rate_{err}}$ . Por sua vez, o  $V_{Rate_{err}}$  origina o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ).

Por fim, tem-se o ciclo mais interno, onde a entrada de comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) é comparada com a aceleração vertical atual ( $a_{V_{Rate}}$ ). A diferença entre as duas origina o erro da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{err}}}$ ) que, juntamente com o  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ , calculam a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) correspondendo à saída da lei de controlo do  $\delta_e$ .

Posto isto, sendo o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) a saída do sistema, a partir da sua deflexão, os vários estados atuais da dinâmica longitudinal (e.g.  $a_{V_{Rate}}$ ,  $V_{Rate}$  e  $h$ ) serão alterados. Os estados atuais, por sua vez, atualizam os erros de estado da lei de controlo e, conseqüentemente, fecham o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ).

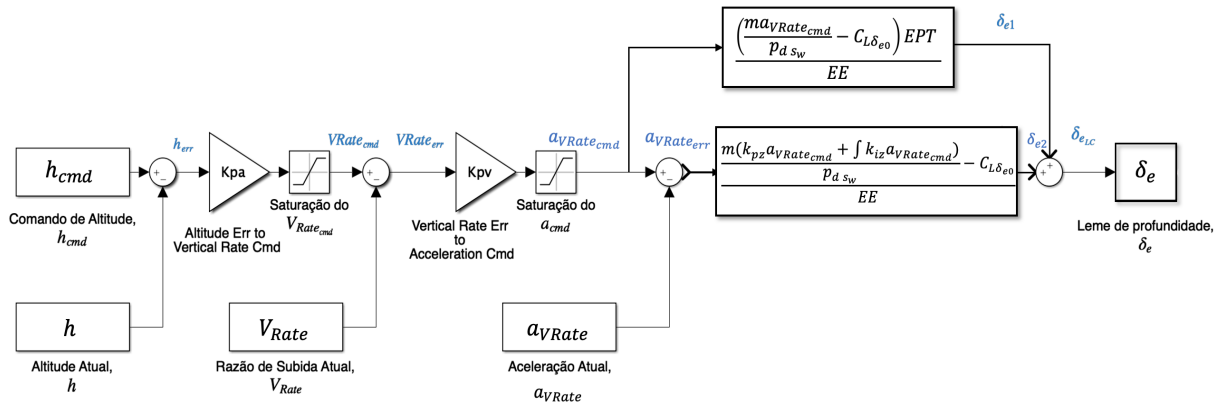


Figura 3.2: Ciclo de Controlo da Altitude ( $h$ ).

Importa salientar que a estrutura de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) apresentada na Figura 3.2 não é fornecida pelo fabricante do piloto automático (*Collins Aerospace*). Desta forma, trata-se de uma interpretação lógica que resulta das conclusões apresentadas em [2] e da descrição dos ganhos das leis de controlo fornecidas na documentação do *Piccolo II* [27] e que se apresentam em seguida:

- O **Altitude Err to Vertical Rate Cmd** ( $K_{pa}$ ) é o ganho proporcional que relaciona o erro da altitude ( $h_{err}$ ) com o comando da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), onde o  $h_{err}$  é a diferença entre  $h_{cmd}$  e  $h$ . O valor padrão deste ganho pode ser ajustado dependendo da dinâmica da aeronave, sendo que aumentando o seu valor, o erro da altitude dentro da lei de controlo irá aumentar e conseqüentemente o piloto automático irá procurar manter a altitude verdadeira ( $h$ ) de forma mais

rápida e agressiva, podendo levar a um comportamento oscilatório da aeronave. Por outro lado, para valores reduzidos de  $K_{pa}$ , a resposta da aeronave para o controlo da altitude fica mais lenta, sendo que esta deixa de existir quando  $K_{pa}$  é nulo;

- O **Vertical Rate err to Acceleration Cmd** ( $K_{pv}$ ) é o ganho proporcional que relaciona o erro da razão de subida ( $V_{Rate_{err}}$ ) com o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ), sendo que o  $V_{Rate_{err}}$  é a diferença entre o  $V_{Rate_{cmd}}$  com o  $V_{Rate}$ . O seu valor padrão pode-se ajustar e, em semelhança com o ganho  $K_{pa}$ , não pode ser nulo pois perder-se-ia o controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ );
- O **Elevator Prediction Trust (EPT)** é o ganho longitudinal que determina a quantidade de deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) que se pode confiar. Este ganho pode variar entre 0, quando não existe confiança no  $\delta_e$  determinado pelos parâmetros da aeronave, e 1 quando existe total confiança no  $\delta_e$ ;
- O ganho **Acceleration Err to Elevator** ( $K_{pz}$ ) relaciona o erro da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{err}}}$ ) com a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), do qual  $a_{err}$  é a diferença entre  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$  e  $a_{V_{Rate}}$ . Este ganho pode ser zero;
- O **Acceleration Err Int to Elevator** ( $K_{iz}$ ) é o ganho integral que relaciona as mesmas grandezas que o ganho anterior e permite eliminar o erro estacionário do sistema. Este é o ganho mais importante da estrutura apresentada na Figura (3.2) e por este motivo não pode ser igual a zero. Além disso, deve ser elevado o suficiente de modo a evitar erros de previsão resultantes do ganho **EPT** e a melhorar o desempenho da aeronave. No entanto, este ganho não deve ser elevado pois pode levar comportamentos oscilatórios da aeronave. Por definição do piloto automático, este ganho assume o valor de 1.5;
- O **Elevator Effectiveness (EE)** é um parâmetro da aeronave, mas pode atuar como um ganho proporcional. Este define qual é a eficácia da deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) em produzir o momento de picada desejado ( $C_m$ ) (ver [64]) e é calculado por  $\frac{\Delta C_L}{\Delta \delta_e}$ ;
- A **Pressão Dinâmica** ( $p_d$ ), determinada pela equação  $p_d = \frac{1}{2} \rho T A S^2$  [Pa], onde  $\rho$  é a densidade do ar [ $\frac{Kg}{m^3}$ ];
- A **Área das Asas** ( $s_w$ ) [ $m^2$ ];
- A **Massa da Aeronave** ( $m$ ) [ $Kg$ ], calculada por (*Gross Mass - Estimated Fuel Mass*);
- O parâmetro  $C_L \delta_{e0}$  representa o coeficiente de sustentação quando a amplitude do leme de profundidade é igual a zero graus;
- Os blocos de **Saturação** limitam os valores máximos e mínimos dos vários parâmetros.

Uma vez estudados os parâmetros da estrutura de controlo da altitude ( $h$ ), pode-se obter a lei de controlo que relaciona o comando da altitude ( $h_{cmd}$ ) com a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), proposta pela referência [2].

Em primeiro lugar, tem-se como entrada o comando de altitude ( $h_{cmd}$ ), que por sua vez é subtraído pela altitude atual da aeronave ( $h$ ). Como resultado, obtém-se o erro da altitude ( $h_{err}$ ):

$$h_{err} = h_{cmd} - h. \quad (3.1)$$

De seguida, a partir do  $h_{err}$  resulta o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) através da equação 3.2:

$$V_{Rate_{cmd}} = K_{pa} h_{err}. \quad (3.2)$$

Como se pode verificar na Figura (3.2), existe um limite máximo e um mínimo para o  $V_{Rate_{cmd}}$ , obtidos por,

$$V_{Rate_{cmd_{MAX}}} = Climb Max Fraction \times TAS, \quad (3.3)$$

e

$$V_{Rate_{cmd_{min}}} = -Descent Max Fraction \times TAS, \quad (3.4)$$

onde *Climb Max Fraction* e *Descent Max Fraction* são parâmetros inseridos no *Piccolo Command Center* (PCC) que correspondem à fração de subida/descida. Por exemplo, para um *Climb Max Fraction* de 0.15, a aeronave por cada 100 metros que percorra horizontalmente, sobe 15 metros.

Seguidamente, obtém-se o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) calculado através do  $V_{Rate_{err}}$ :

$$a_{cmd} = K_{pv} V_{Rate_{err}}, \quad (3.5)$$

que por sua vez é limitado pelo *Load Factor* ( $n$ ), representado como *Saturação do  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$*  na Figura 3.2. Por outro lado, segundo a referência [2], a expressão (3.5) é positiva. No entanto, o sentido positivo do  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$  é oposto ao do  $V_{Rate_{err}}$  (ver [65]), logo a expressão (3.5) deve ser negativa.

De seguida, o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) entra no ciclo mais interno através de dois caminhos, designados por *feedforward* e *feedback*, que por sua vez contribuirão para determinar a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Relativamente ao caminho *feedforward*, segundo a referência [2] a deflexão resultante ( $\delta_{e1}$ ) é obtida por:

$$\delta_{e1} = \left( \frac{-a_{V_{Rate_{cmd}}} m}{pd s_w} - C_{L\delta_{e0}} \right) \frac{EPT}{EE}. \quad (3.6)$$

Enquanto que para o *feedback*:

$$\delta_{e2} = \left[ \frac{m (K_{pz} a_{V_{Rate_{err}}} + K_{iz} \int a_{V_{Rate_{err}}} dt) - C_{L\delta_{e0}}}{p_d s_w} \right] \frac{1}{EE}, \quad (3.7)$$

onde  $a_{V_{Rate_{err}}}$  é o erro da aceleração vertical, obtido pela diferença entre o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) e a aceleração vertical atual ( $a_{V_{Rate}}$ ):

$$a_{V_{Rate_{err}}} = a_{V_{Rate_{cmd}}} - a_{V_{Rate}}. \quad (3.8)$$

Por último, a deflexão total do leme de profundidade resultante da lei de controlo ( $\delta_e$ ) determina-se somando as expressões (3.6) e (3.7), obtendo:

$$\delta_e = \delta_{e1} + \delta_{e2} = \left[ \frac{m}{p_d s_w} (-a_{V_{Rate_{cmd}}} EPT + K_{pz} a_{V_{Rate_{err}}} + K_{iz} \int a_{V_{Rate_{err}}} dt) - C_{L\delta_{e0}} (1 + EPT) \right] \frac{1}{EE}. \quad (3.9)$$

Além disso, a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) calculada pela lei de controlo é saturada pelos limites máximo e mínimo do  $\delta_e$  atual, que dependem das características físicas da aeronave.

Posto isto, uma vez estudada a estrutura da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), segue-se a validação da mesma na Subsecção 3.2.2.

### 3.2.2 Validação da Lei de Controlo do Leme de Profundidade

A presente Subsecção dará continuidade à Subsecção 3.2.1, sendo que irá validar a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Em primeiro lugar, serão validados os ganhos do ciclo mais interno ( $K_{iz}$ ,  $K_{pz}$  e  $EPT$ ), com o objetivo de começar o estudo por uma versão mais simplificada da lei de controlo. De seguida, validam-se os ganhos dos ciclos mais externos ( $K_{pv}$  e  $K_{pa}$ ). Para cada ganho, procedeu-se à validação da lei recorrendo a dois métodos.

Primeiramente, através do MMQ estimaram-se os ganhos da lei de controlo que melhor se aproximam aos dados registados pela telemetria, os quais devem ser próximos dos dados reais implementados no simulador.

Por outro lado, o segundo método consiste em validar a lei de controlo com os ganhos atuais implementados no piloto automático. Após calcular a deflexão do leme de profundidade através da lei de controlo, esta foi comparada graficamente com a deflexão verdadeira do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) obtida da telemetria e calculou-se o *Root Mean Square Error* (RMSE) entre as duas deflexões. Os dados da telemetria foram obtidos em simulações realizadas no PCC. A análise foi realizada analisada com recurso ao *software Matlab*® e à ferramenta *Simulink*.

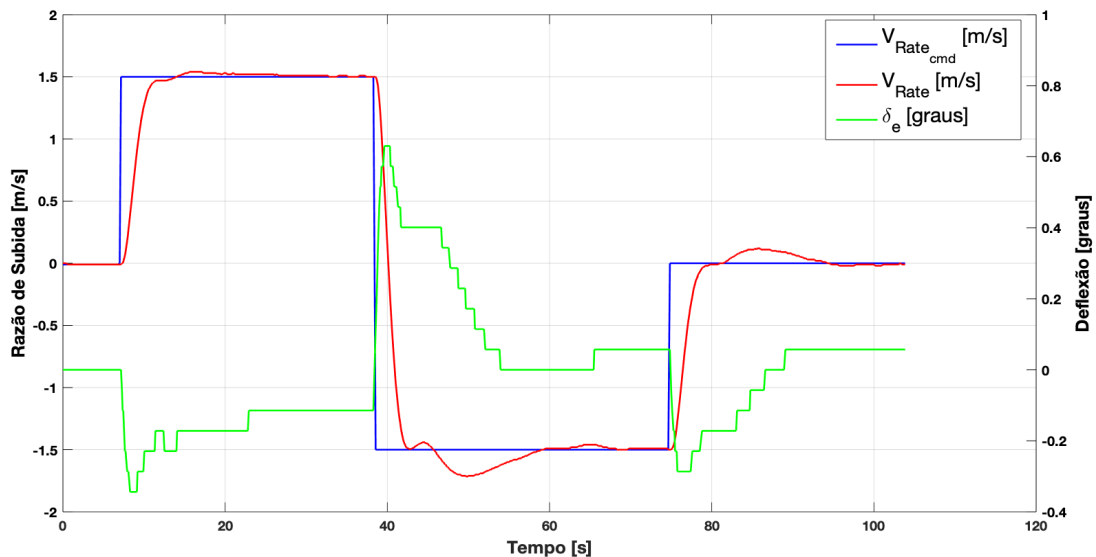
Esta dissertação empregou a aeronave *Arcturus Honda T-15* como caso de estudo pois é a aeronave implementada no simulador do piloto automático *Piccolo II*, cujas principais características encontram-se

na Tabela 3.1:

**Tabela 3.1:** Características principais do *Arcturus Honda T-15*.

Piloto Automático	Piccolo II	$C_{L\delta_{e0}}$	0.4457
Massa (m)	18 [Kg]	$C_{L0}$	0.2929
<i>Elevator Effectiveness</i> (EE)	8.3154 [1/rad]	Envergadura das Asas (b)	3.035 [m]
Área das Asas ( $s_w$ )	0.9390 [m <sup>2</sup> ]	<i>Max Engine Power</i> (MEP)	1000 [W]

Posto isto, em primeiro lugar, optou-se por estimar o ganho integral  $K_{iz}$  igualando os ganhos  $K_{pz}$  e  $EPT$  a zero. Para estimar este ganho integral, realizaram-se várias simulações considerando diferentes regimes de voo, nomeadamente comandos de TAS <sup>1</sup> entre 20 e 26 [m/s]. Uma vez que o PCC não permite introduzir comandos sequenciais de aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ), deram-se comandos de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) de 1.5, -1.5 e de 0 [m/s]. Deste modo, o gráfico da Figura (3.3) exemplifica os dados da telemetria de uma simulação.



**Figura 3.3:** Dados registados pela telemetria da Deflexão do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) a verde e da Razão de Subida ( $V_{Rate}$ ) a vermelho, consoante o Comando da Razão de Subida Atual ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) a azul.

Na Figura 3.3, a linha azul representa o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), a vermelha a razão de subida atual ( $V_{Rate}$ ) e a verde a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) real.

Com base na Figura 3.3 é perceptível que no instante de tempo = 6 s foi introduzido um  $V_{Rate_{cmd}}$  de 1.5 m/s, tendo provocado uma deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) da aeronave e, conseqüentemente, uma alteração ao estado da razão de subida ( $V_{Rate}$ ). Por sua vez, o  $\delta_e$  foi-se ajustando enquanto a

<sup>1</sup>A janela de controlo do PCC apenas permite introduzir comandos de *Indicated Air Speed* (IAS) ( $IAS_{cmd}$ ), no entanto, uma vez que o ciclo de controlo considera o TAS da aeronave (convertendo IAS em TAS de acordo com as condições de voo), por simplicidade, esta grandeza será referida como comando de TAS ( $TAS_{cmd}$ ).

diferença entre o  $V_{Rate_{cmd}}$  e o  $V_{Rate}$  diminuía. De seguida, quando o erro de seguimento deste estado era aproximadamente zero (instante de tempo = 38 s) introduziu-se um novo comando de  $-1.5 m/s$ , ao qual a aeronave seguiu a mesma lógica que anteriormente. Por último, no instante tempo = 74 s a diferença ( $V_{Rate_{err}}$ ) foi novamente próxima do zero e introduziu-se um comando de  $0 m/s$  até o erro ser novamente nulo. No gráfico da Figura 3.3 observa-se que logo após os comandos de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) serem introduzidos, o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) sofre a sua maior deflexão. Estes picos devem-se ao facto de que para instantes de tempo iguais a 6 [s], 38 [s] e 74 [s], o erro de razão de subida ( $V_{Rate_{err}}$ ) ser maior.

Uma vez que o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) resulta do erro da razão de subida ( $V_{Rate_{err}}$ ), o referencial do  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$  será o mesmo do  $V_{Rate}$  (eixo vertical com a Terra). No entanto, a telemetria do *Piccolo II* regista a aceleração vertical atual ( $a_{V_{Rate}}$ ) no eixo vertical da aeronave (eixo  $z_b$ ). Consequentemente, é necessário uniformizar o eixo de ambas as acelerações, convertendo do eixo  $z_b$  da aeronave para o eixo vertical da Terra ( $z_e$ ).

Numa segunda fase, através do MMQ, estimaram-se em *Matlab*<sup>®</sup> os ganhos integrais  $K_{iz}$  que melhor se aproximam à deflexão verdadeira do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), considerando uma função de base onde os ganhos  $K_{pz}$  e  $EPT$  são nulos (ver equação (3.10)). Estes serão comparados com os ganhos reais, dos quais se espera que sejam idênticos.

$$\delta_e = \left[ \frac{m K_{iz} \int a_{V_{Rate_{cmd}}} dt}{p_d s_w} - C_{L_{\delta_{e0}}} \right] \frac{1}{EE}. \quad (3.10)$$

A Tabela 3.2 apresenta os resultados obtidos.

**Tabela 3.2:** Ganhos Integrais Estimados ( $K_{iz}$ ) pelo MMQ para a Lei de Controlo do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) quando  $K_{iz} \neq 0$ ,  $K_{pz} = 0$  e  $EPT = 0$ .

$K_{iz}$	$TAS_{cmd} [m/s]$	$K_{iz}$ Estimado pelo MMQ	$[K_{iz} \text{ Estimado}] / [K_{iz}]$
1	20	1.0005	1.0005
1	22	1.0625	1.0625
1	24	1.0395	1.0395
1	26	0.9970	0.9970
1.5	20	1.7291	1.1527
1.5	22	1.6080	1.0720
1.5	24	1.5655	1.0437
1.5	26	1.5632	1.0421
2	20	2.0023	1.0012
2	22	2.0638	1.0319
2	24	2.0411	1.0206
2	26	2.0544	1.0272
<b>Média</b>			1.0357

Segundo os resultados da Tabela 3.2, os ganhos estimados são semelhantes aos ganhos reais, onde a média da razão entre o  $K_{iz}$  estimado e o real é próxima da unidade. Este fato, permite afirmar através da primeira metodologia de validação, que a contribuição do ganho integral  $K_{iz}$  é válida.

**Tabela 3.3:** RMSE obtido entre as deflexões do leme de profundidade registadas pela telemetria ( $\delta_e$ ) e as calculadas pela lei de controlo.

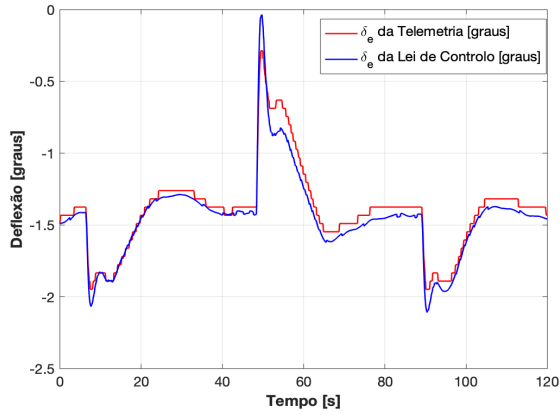
$K_{iz}$	$TAS_{cmd}$	RMSE [graus]
1	20	0.1101
1	22	0.1208
1	24	0.1203
1	26	0.0980
1.5	20	0.2469
1.5	22	0.1430
1.5	24	0.1298
1.5	26	0.1921
2	20	0.1237
2	22	0.0749
2	24	0.0857
2	26	0.1496
<b>Média</b>		0.1329

De seguida, dando seguimento ao processo de validação, implementou-se a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) em *Matlab*<sup>®</sup> e determinou-se o *RMSE* entre as deflexões registadas pela telemetria ( $\delta_e$ ) e as determinadas pela lei de controlo. Os resultados para quando implementada a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} \neq 0$ ,  $K_{pz} = 0$  e  $EPT = 0$ , encontram-se na Tabela 3.3.

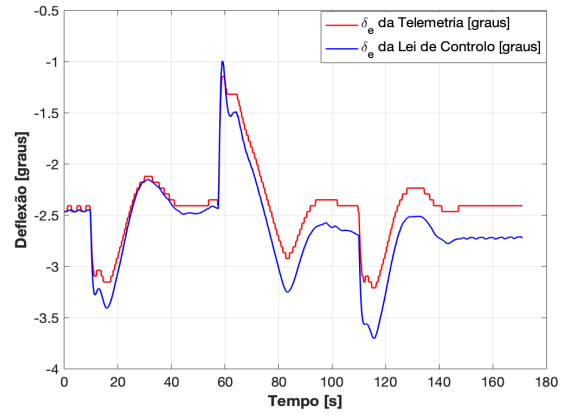
Durante as várias simulações realizadas, o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) variou, em média, 2 graus. Deste modo, quando se compara com a média do RMSE com a média da deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), obtém-se um erro de 6.65 %. Este é um valor aceitável para validar a lei de controlo e o mesmo pode ser justificado por erros acumulativos do cálculo do integral e por erros de precisão dos dados provenientes da telemetria.

Seguidamente, as Figuras 3.4 e 3.5 comparam graficamente o melhor e o pior resultado da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), quando  $K_{iz} = 2$  &  $TAS_{cmd} = 22$  e  $K_{iz} = 1.5$  &  $TAS_{cmd} = 20$ , respetivamente.

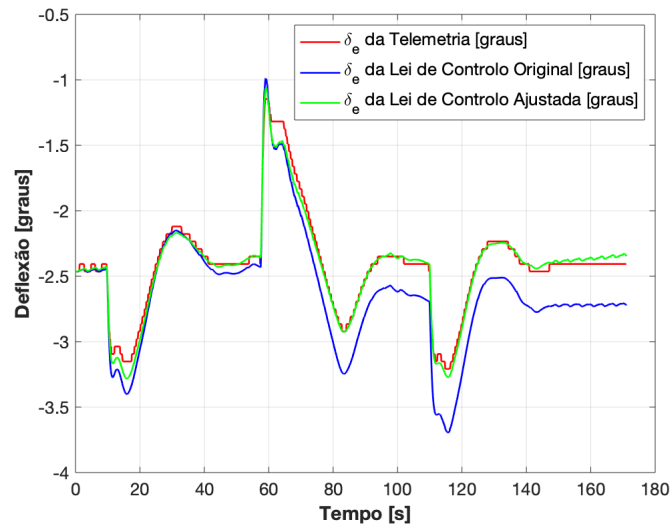
Ambos os gráficos representam a vermelho a deflexão do leme de profundidade atual ( $\delta_e$ ) e a azul a deflexão calculada pela lei de controlo do leme de profundidade. Na Figura 3.4 é perceptível que o seguimento da lei de controlo é próximo do  $\delta_e$  atual. No entanto, para a pior situação (Figura 3.5), é possível observar que à medida que o tempo da simulação aumenta, a diferença entre as deflexões também aumenta. Esta diferença deve-se ao erro do integral da lei de controlo que vai acumulando ao longo do tempo. Deste modo, para encontrar uma solução para este erro integral acumulativo, estimou-se um parâmetro que somaria com o erro da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{err}}}$ ) dentro do integral. A Figura 3.6 exemplifica a melhoria obtida para a situação onde o RMSE obtido foi maior ( $K_{iz} = 1.5$  e  $TAS = 20$  [m/s]).



**Figura 3.4:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando  $K_{iz} = 2$  e  $TAS = 22$  [m/s].



**Figura 3.5:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando  $K_{iz} = 1.5$  e  $TAS = 20$  [m/s].



**Figura 3.6:** Comparação entre as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) quando  $K_{iz} = 1.5$  e  $TAS = 20$  [m/s].

A Figura 3.6 compara as mesmas variáveis apresentadas na Figura 3.5 com a deflexão do leme de profundidade quando se contabiliza um parâmetro para reduzir o erro acumulativo do integral, representada pela linha verde. Observando a Figura 3.6, é perceptível que o seguimento da linha verde é mais próximo do que o da linha azul. Além disso, o RMSE entre o  $\delta_e$  atual e o calculado pela lei de controle, para a pior situação, desceu de 0.2469 para 0.0519 graus. Em alternativa, também se seguiu a referência [3], ao qual acrescenta novas variáveis à lei de controle, mas o resultado final é muito semelhante ao obtido nas Figuras 3.4 e 3.5.

Posto isto, uma vez que os ganhos estimados são próximos aos reais e que o RMSE da lei de controle é aceitável, conclui-se que a lei de controle é válida quando se considera o ganho integral  $K_{iz} \neq 0$ . Além

disso, uma vez que o  $EE$  também pertence à equação da lei de controlo quando  $K_{pz}$  e  $EPT$  são nulos (ver equação (3.10)), também é validado por inerência da validação da contribuição do ganho  $K_{iz}$ .

### 3.2.2.A Validação dos ganhos $K_{iz}$ e $K_{pz}$

De seguida, procede-se para a validação da lei de controlo onde apenas o ganho  $EPT$  é igual a zero, ou seja, irá validar-se a contribuição dos ganhos  $K_{iz}$  e  $K_{pz}$  (equação 3.7).

Apesar da componente  $K_{iz}$  já se encontrar validada, visto que esta não pode ser nula, irá-se fixar o seu valor a 0.5 para reduzir a sua contribuição no cálculo do  $\delta_e$ . Deste modo, seguindo os dois mesmos métodos referidos no início desta subsecção, realizaram-se várias simulações onde os ganhos proporcionais ( $K_{pz}$ ) assumiram valores entre 0.1 e 1.

Assim sendo, a partir do MMQ, procedeu-se para a estimação dos ganhos  $K_{pz}$  que melhor se aproximam aos valores verdadeiros, obtendo-se os resultados da Tabela 3.4.

**Tabela 3.4:** Ganhos Proporcionais Estimados ( $K_{pz}$ ) pelo MMQ para a Lei de Controlo do Leme de Profundidade ( $\delta_e$ ) quando  $K_{iz} = 0.5$  e  $EPT = 0$ .

$K_{pz}$	$TAS_{cmd}$ [m/s]	$K_{pz}$ Estimado pelo MMQ	$[K_{pz} \text{ Estimado}]/[K_{pz}]$
0.1	20	0.0050	0.0500
0.1	22	-0.0839	-0.8390
0.1	24	-0.1784	-1.7840
0.1	26	-0.1906	-1.906
0.25	20	0.1235	0.4940
0.25	22	0.0673	0.2692
0.25	24	-0.0100	-0.0400
0.25	26	-0.0269	-0.1076
0.5	20	0.3561	0.7122
0.5	22	0.3216	0.6432
0.5	24	0.2647	0.5294
0.5	26	0.2486	0.4972
1	20	0.8229	0.8229
1	22	0.8336	0.8336
1	24	0.8138	0.8138
1	26	0.8091	0.8091
<b>Média</b>			0.4956

Analisando a Tabela 3.4, é perceptível que os melhores resultados são obtidos quando o valor atual do ganho proporcional ( $K_{pz}$ ) é perto da unidade. Contudo, para valores de  $K_{pz}$  mais reduzidos, o ganho  $K_{pz}$  estimado é diferente do valor verdadeiro, principalmente para  $K_{pz} = 0.1$  e  $K_{pz} = 0.25$ .

Consequentemente, com o objetivo de interpretar esta diferença e de validar a lei de controlo procedeu-se para a avaliação do RMSE entre a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) atual e o estimado pela lei de controlo

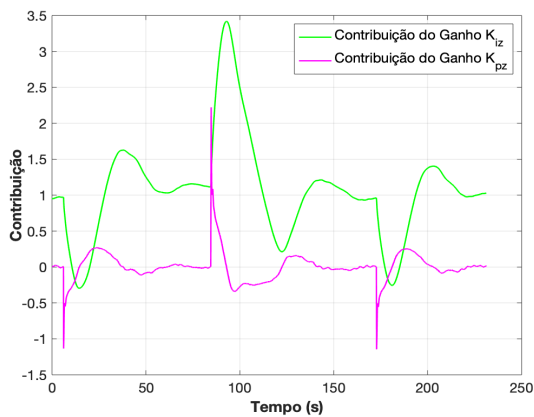
Analisando a Tabela 3.5, verifica-se que o RMSE da lei de controlo com os ganhos  $K_{iz}$  e  $K_{pz}$  assume valores reduzidos, apesar da estimativa de  $K_{pz}$  não ser a mais aproximada ao valor atual. Uma vez que

**Tabela 3.5:** RMSE entre o  $K_{pz}$  verdadeiro e o estimado para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} \neq 0$  e  $EPT = 0$ .

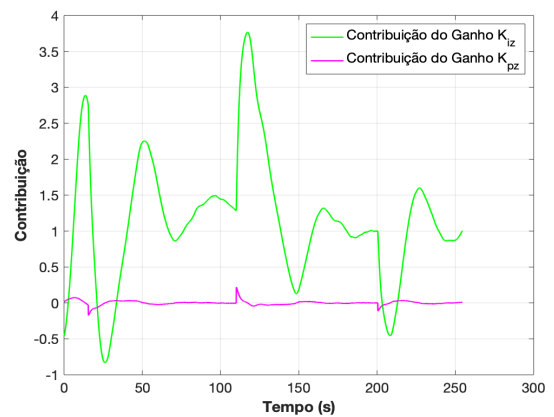
$K_{pz}$	$TAS_{cmd}$ [m/s]	RMSE [graus]
0.1	20	0.0757
0.1	22	0.0502
0.1	24	0.1121
0.1	26	0.0803
0.25	20	0.1136
0.25	22	0.0459
0.25	24	0.0583
0.25	26	0.0686
0.5	20	0.1176
0.5	22	0.0376
0.5	24	0.0702
0.5	26	0.0686
1	20	0.0546
1	22	0.0325
1	24	0.0709
1	26	0.0506
Média		0.0694

a média das deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) atual variou em média 1.5 graus, o erro médio da Tabela 3.5 foi cerca de 4.63%. Comparando estes resultados com os da Tabela 3.3, é possível observar que a média do RMSE é mais reduzida quando se consideram os dois ganhos  $K_{iz}$  e  $K_{pz}$ .

Assim, apesar de o MMQ não estimar valor próximos dos reais, quando se verifica o RMSE da lei de controlo, este é reduzido. Isto deve-se ao facto de que para valores reduzidos do ganho proporcional ( $K_{pz}$ ), a sua contribuição é menos influente no resultado final do  $\delta_e$  do que a contribuição do ganho integral ( $K_{iz}$ ). Por sua vez, os gráficos 3.7 e 3.8 comprovam este facto.



**Figura 3.7:** Comparação da contribuição dos ganhos quando  $K_{iz} = 0.5$  e  $K_{pz} = 1$  para  $TAS = 20$  [m/s].



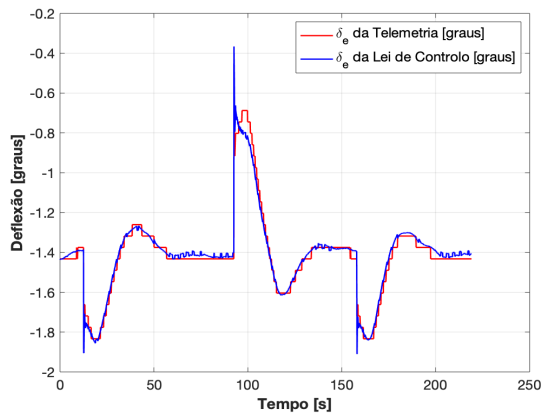
**Figura 3.8:** Comparação da contribuição dos ganhos quando  $K_{iz} = 0.5$  e  $K_{pz} = 0.1$  para  $TAS = 20$  [m/s].

Em ambos os gráficos, a linha verde representa a contribuição de  $K_{iz}$  e a linha magenta a contribuição

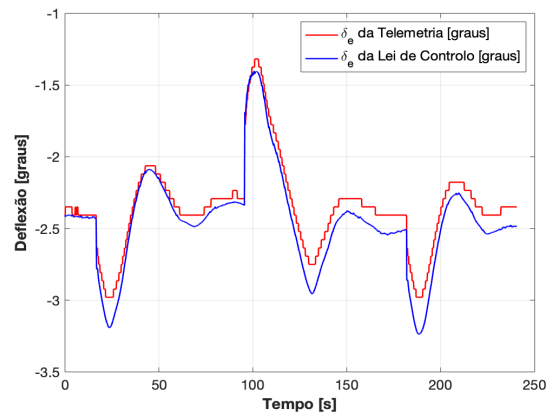
de  $K_{pz}$ .

Comparando a contribuição do  $K_{pv}$  da Figura 3.7 com a da Figura 3.8, observa-se que quando  $K_{pz}$  assume valores reduzidos, a sua contribuição é insignificante quando comparada comparada à do  $K_{iz}$ . Deste modo, o MMQ tem dificuldades em estimar ganhos que produzem um  $\delta_e$  reduzido. Consequentemente, os resultados da Tabela 3.5 cujo ganhos estimados sejam muito diferentes dos valores reais não serão avaliados pelo MMQ.

De seguida, apresentam-se os gráficos com o melhor (Figura 3.9) e o pior (Figura 3.10) RMSE da Tabela 3.5. Ambos os gráficos comparam as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) registadas pela telemetria, com o  $\delta_e$  obtido pela lei de controlo (3.7).



**Figura 3.9:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{pz} = 1$  e  $TAS = 22$  [m/s].



**Figura 3.10:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{pz} = 0.5$  e  $TAS = 20$  [m/s].

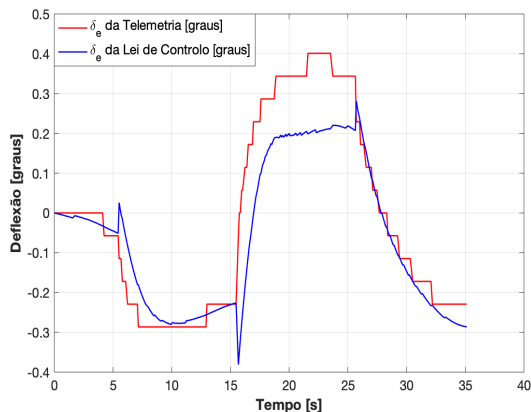
Em ambos os gráficos verifica-se que o seguimento da lei de controlo é próximo da deflexão atual do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Relativamente ao gráfico da Figura 3.10, é novamente perceptível um acréscimo do desvio do seguimento ao longo do tempo. Tal como referido anteriormente, este desvio está relacionado com o erro acumulativo do integral da lei de controlo. Posto isto, com base nos resultados obtidos, considera-se válida a contribuição do ganho  $K_{pz}$  para a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ).

### 3.2.2.B Validação do ganho *EPT*

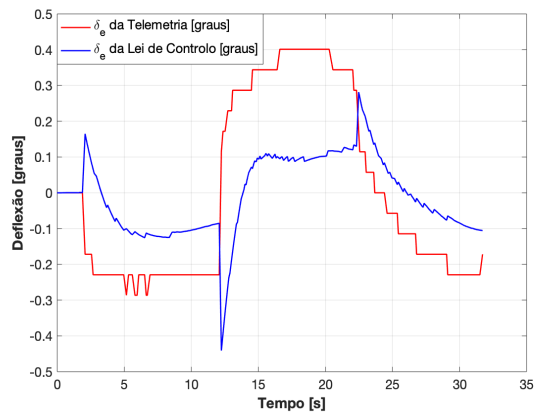
De seguida, verificou-se a contribuição do ganho *EPT*, do qual se realizaram simulações com  $K_{iz} = 0.5$  e  $K_{pz} = 0$ . Os valores destes ganhos foram reduzidos, com o objetivo de contribuir o menos possível nos resultados final da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Por sua vez, o *EPT* assume valores entre 0.25 e 1.

Para validar a contribuição do *EPT* na lei de controlo, começou-se por estimar os ganhos e por compará-los com os verdadeiros, do qual se obtiveram resultados não desejados. Posto isto, foi necessário

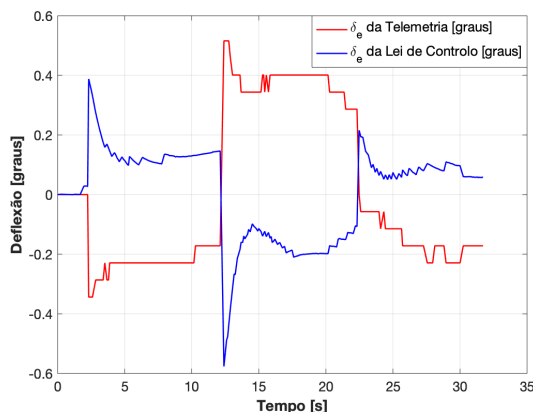
verificar graficamente a deflexão do leme de profundidade da lei de controlo ( $\delta_e$ ) da expressão (3.9) nas Figuras 3.11 e 3.12.



**Figura 3.11:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$ ,  $EPT = 0.25$  e  $TAS = 26$  [m/s].



**Figura 3.12:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$ ,  $EPT = 0.5$  e  $TAS = 26$  [m/s].



**Figura 3.13:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$ ,  $EPT = 1$  e  $TAS = 26$  [m/s].

As Figuras 3.11 a 3.13 comparam graficamente o  $\delta_e$  atual (linha vermelha) com o resultante da lei de controlo (linha azul), para valores de  $EPT$  iguais a 0.25, 0.5 e 1, respetivamente. Analisando as quatro figuras, é evidente que à medida que o  $EPT$  aumenta, o seguimento piora significativamente, o que leva a crer que a contribuição do ganho  $EPT$  para a deflexão do leme profundidade ( $\delta_{e1}$ ) (ver expressão (3.6)) esteja incorreta e, conseqüentemente, a lei de controlo (ver expressão (3.9)).

À medida que o valor de  $EPT$  aumenta, o  $\delta_{e1}$  tem mais influência na deflexão do leme de profundidade final ( $\delta_e$ ). Além disso, o resultado da Figura 3.13 aparenta estar invertido com a deflexão verdadeira, o que possivelmente será um erro de sinal na expressão (3.6). Conseqüentemente, reformulou-se a expressão (3.11) para:

$$\delta_{e1} = \left( \frac{a_{V_{Rate_{cmd}}} m}{p_d s_w} - C_{L_{\delta e 0}} \right) \frac{EPT}{EE}. \quad (3.11)$$

A expressão (3.11) difere da equação (3.6) no sinal do comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ). O facto de o erro da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{err}}}$ ) da equação (3.7) ser positivo, levou a crer que o  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$  também fosse positivo, razão da qual apenas o  $a_{V_{Rate_{cmd}}}$  sofreu a alteração do sinal enquanto que a restante equação se manteve igual.

Posto isto, tendo em consideração a nova expressão do  $\delta_{e1}$  (ver equação (3.11)), procedeu-se para a estimação do ganho  $EPT$  utilizando o MMQ, onde se irá compara os ganhos estimados para a lei de controlo anterior e a atualizada pela expressão (3.11). Além disso, a Tabela 3.6 expõe a relação entre  $EPT$  estimado pela lei de controlo atual e o  $EPT$  verdadeiro.

**Tabela 3.6:** Comparação entre o ganho  $EPT$  da lei de controlo anterior e o da atual estimados pelo MMQ e o verdadeiro quando  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{iz} = 0.25$  e  $EPT \neq 0$ .

$EPT$	$TAS_{cmd}$	$EPT$ Anterior	Estimado	$EPT$ Atual	Estimado	$[EPT \text{ Estimado}]/[EPT]$
0.25	20		0.2614		0.2379	0.9516
0.25	22		0.2442		0.2442	0.9768
0.25	24		0.2121		0.2390	0.9560
0.25	26		0.0028		0.2041	0.8164
0.5	20		0.3549		0.4824	0.9648
0.5	22		0.4352		0.4973	0.9946
0.5	24		0.3846		0.4933	0.9866
0.5	26		0.2248		0.4958	0.9916
1	20		0.8627		0.9928	0.9928
1	22		0.831		0.9915	0.9915
1	24		0.5605		0.9928	0.9928
1	26		0.5764		0.9944	0.9944
<b>Média</b>						0.9891

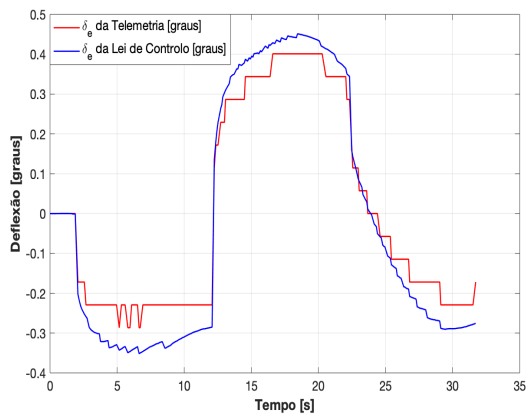
Comparando os ganhos  $EPT$  estimados pelo MMQ das duas leis de controlo, observa-se que os ganhos da lei de controlo atualizada são mais próximos dos ganhos verdadeiros, sendo que para comandos de velocidade ( $TAS_{cmd}$ ) mais elevados, esta melhoria torna-se ainda mais significativa. Relativamente aos valores de  $EPT$  estimados da lei de controlo atual, estes são muito próximos dos ganhos reais, onde a média da relação entre os dois ganhos é aproximadamente 1. Deste modo, prosseguiu-se para a avaliação do RMSE entre a deflexão do leme de controlo ( $\delta_e$ ) atual e a calculada pela lei de controlo, expostos na Tabela 3.7.

Os resultados apresentados na Tabela 3.7 obtidos com a nova equação que permite calcular a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate_{cmd}}}$ ) podem-se assumir como bons. Durante as simulações realizadas, a deflexão o leme de profundidade variou em média 2 graus, obtendo-se um erro médio de 4.088%.

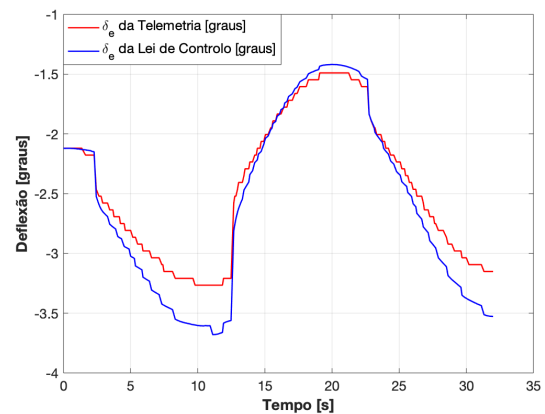
De seguida, apresentam-se nas Figuras 3.14 e 3.15 as simulações onde a lei de controlo determina a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) com o melhor e pior seguimento, respetivamente.

**Tabela 3.7:** RMSE obtido quando implementada a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$  e  $EPT \neq 0$ .

$EPT$	$TAS_{cmd}$ [m/s]	RMSE [graus]
0.25	20	0.1602
0.25	22	0.1000
0.25	24	0.1043
0.25	26	0.0824
0.5	20	0.2105
0.5	22	0.1095
0.5	24	0.0851
0.5	26	0.0644
1	20	0.1792
1	22	0.1304
1	24	0.0974
1	26	0.0714
<b>Média</b>		0.1022



**Figura 3.14:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$ ,  $EPT = 0.25$  e  $TAS = 26$  [m/s].



**Figura 3.15:** Deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) para  $K_{iz} = 0.5$ ,  $K_{pz} = 0$ ,  $EPT = 1$  e  $TAS = 20$  [m/s].

Ambos os gráficos comparam o seguimento da deflexão do leme de profundidade da lei de controlo, a azul, com a deflexão atual do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) registada pela telemetria, a vermelho. Como se pode observar, tanto o melhor seguimento como o pior são bastante próximos dos reais.

Posto isto e considerando os resultados obtidos nas Tabelas 3.6 e 3.7, pode-se concluir que a lei de controlo é obtida pela expressão:

$$\delta_e = \left[ \frac{m}{p_{dsw}} (a_{V_{Rate_{cmd}}} EPT + K_{pz} a_{V_{Rate_{err}}} + K_{iz} \int a_{V_{Rate_{err}}} dt) - C_{L\delta_{e0}} (1 + EPT) \right] \frac{1}{EE} \quad (3.12)$$

### 3.2.2.C Validação do ganho $K_{pv}$

Após a validação do ciclo mais interno da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), irá-se prosseguir para o processo de validação dos ciclos mais externos, começando pela expressão alternativa à equação (3.5):

$$a_{V_{Rate_{cmd}}} = -K_{pv} V_{Rate_{err}}. \quad (3.13)$$

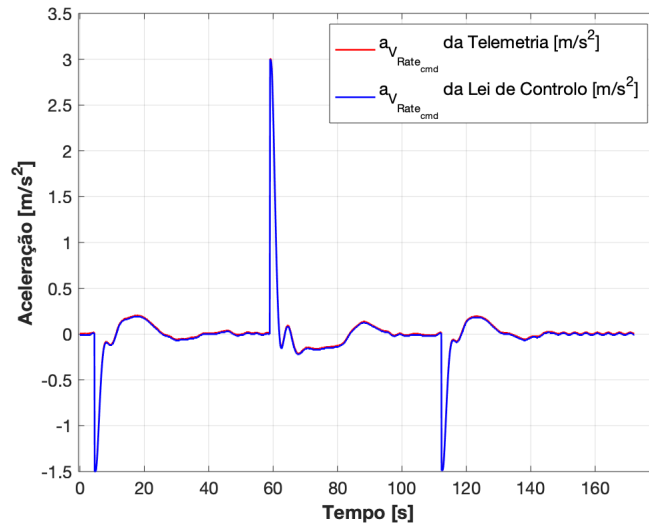
Deste modo, irá-se estimar os ganhos  $K_{pv}$  através do MMQ e compará-los com os reais:

**Tabela 3.8:** Comparação entre os ganhos  $K_{pv}$  estimados pelo MMQ e os reais.

$K_{pv}$	$TAS_{cmd}$	$K_{pv}$ Estimado pelo MMQ	$[K_{pv} \text{ Estimado}]/[K_{pv}]$
0.5	20	0.4998	0.9996
0.5	22	0.5000	1.0000
0.5	24	0.4997	0.9994
0.5	26	0.4998	0.9996
0.75	20	0.7499	0.9999
0.75	22	0.7496	0.9995
0.75	24	0.7499	0.9999
0.75	26	0.7498	0.9997
1	20	0.9993	0.9993
1	22	1.0001	1.0001
1	24	1.0001	1.0001
1	26	1.0002	1.0002
<b>Média</b>			0.9998

Analisando a Tabela 3.8, observa-se que o ganho  $K_{pv}$  estimado é praticamente igual ao ganho verdadeiro  $K_{pv}$ , independentemente da situação em estudo.

Deste modo, de forma a continuar o processo de validação da lei de controlo, procedeu-se para o estudo do RMSE entre o comando da aceleração vertical da telemetria ( $a_{V_{Rate}}$ ) com o calculado pela lei de controlo:



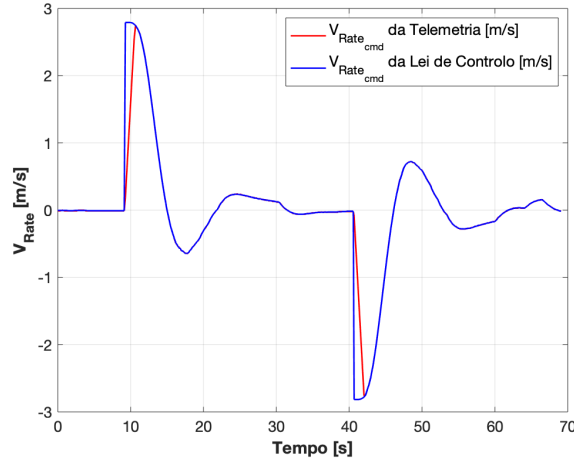
**Figura 3.16:** Comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}_{cmd}}$ ) para  $K_{pvz} = 1$  e  $TAS = 20$  [m/s].

**Tabela 3.9:** RMSE entre o  $a_{V_{Rate}_{cmd}}$  atual e o calculado pela lei de controle para  $K_{pv} \neq 0$ .

$K_{pv}$	$TAS_{cmd}$ [m/s]	RMSE [m/s]
0.5	20	0.0121
0.5	22	0.0119
0.5	24	0.0120
0.5	26	0.0120
0.75	20	0.0121
0.75	22	0.0119
0.75	24	0.0121
0.75	26	0.0120
1	20	0.0121
1	22	0.0121
1	24	0.0120
1	26	0.0121
<b>Média</b>		0.0121

ao qual o erro obtido é reduzido. Considerando que a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) variou 1.5 [m/s], obteve-se um erro médio de 0.807%. Uma vez que o RMSE é semelhante para todas as simulações, irá-se apresentar apenas uma representação gráfica a comparar ambos os comandos da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}_{cmd}}$ ).

Como se verifica na Figura 3.16, o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}_{cmd}}$ ) determinado pela lei de controle (linha azul), está praticamente sobreposto ao comando da aceleração vertical atual (linha vermelha). Deste modo, considerando os resultados obtidos, considera-se válida a expressão (3.13) que determina o comando da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}_{cmd}}$ ).



**Figura 3.17:** Comparação entre o  $V_{Rate\_cmd}$  registrado pela telemetria e o determinado pela lei de controle para  $K_{pa} = 0.4$  e  $TAS_{cmd} = 20[m/s]$ .

### 3.2.2.D Validação do ganho $K_{pa}$

Por último, irá-se validar a expressão que determina o comando da razão de subida ( $V_{Rate\_cmd}$ ) através do erro da altitude ( $h_{err}$ ) (ver equação (3.2)) e que permite estimar ganho  $K_{pa}$ . Por sua vez, visto que o comando da razão de subida ( $V_{Rate\_cmd}$ ) é a saída a expressão (3.2), foram necessários introduzir comandos de altitude ( $h_{cmd}$ ). Desta forma, a aeronave inicialmente voava com uma altitude de 500 metros e de seguida introduziram-se comandos de 507 e de 500 metros. A escolha destes comandos de altitude foram definidos de modo a aeronave não ultrapassar os limites de  $V_{Rate}$ , evitando a introdução de saturações na lei de controle.. Além disso, para cada  $K_{pa}$  realizaram-se simulações com um  $TAS_{cmd}$  diferente.

Durante a análise dos ganhos estimados pelo MMQ, obtiveram-se resultados não desejados. Deste modo, foi necessário analisar graficamente a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) resultante da expressão (3.2) proposta pela referência [2], onde se constatou que após introduzir o  $h_{cmd}$  durante uma simulação (instantes de tempo iguais a 9 [s] e a 40.5 [s]) da Figura 3.17, a lei de controle não apresentava o seguimento esperado.

Como se observa na Figura 3.17, o comando da razão de subida calculado pela lei de controle, representado pela linha azul, após introduzir o  $h_{cmd}$ , varia mais rapidamente do que o comando da razão de subida atual ( $V_{Rate\_cmd}$ ), representado pela linha vermelha, existindo desta forma uma não-linearidade no momento em que o erro da altitude ( $h_{err}$ ) é máximo.

Assim, de modo a colmatar esta diferença, através do *software Simulink* acrescentou-se à lei de controle um bloco *Rate Limiter*. Por sua vez, este bloco limita a variação da saída, neste caso do  $V_{Rate\_cmd}$  da lei de controle, não permitindo que este varie mais rapidamente.

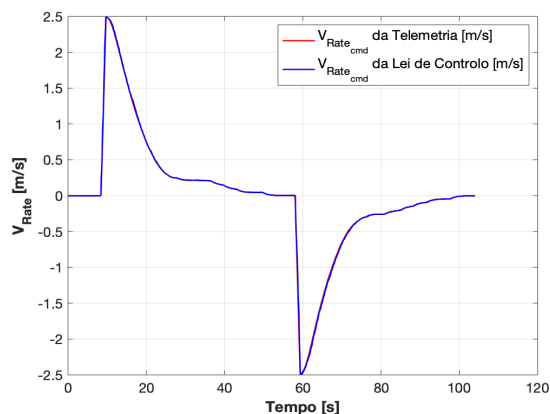
Desta forma, a equação (3.2) será validada apenas com o RMSE entre as duas deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), uma vez que o MMQ não é o método mais indicado para avaliar não linearidades.

Posto isto, a Tabela 3.10 apresenta o RMSE entre o  $V_{Rate_{cmd}}$  registado pela telemetria e o determinado pela lei de controlo, com o *Rate Limiter* incluído:

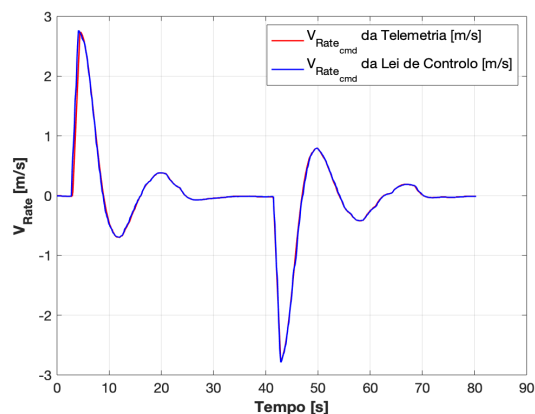
**Tabela 3.10:** Comparação entre o RMSE do  $V_{Rate_{cmd}}$  atual e o estimado pela lei de controlo para  $K_{pa} \neq 0$ .

$V_{Rate_{cmd}}$	$TAS_{cmd}$ [m/s]	RMSE [m/s]
0.1	20	0.0297
0.1	22	0.0232
0.1	24	0.0757
0.1	26	0.0388
0.2	20	0.0634
0.2	22	0.0295
0.2	24	0.0422
0.2	26	0.0388
0.4	20	0.042
0.4	22	0.0794
0.4	24	0.0436
0.4	26	0.0559
<b>Média</b>		0.0429

Considerando que em média o  $V_{Rate_{cmd}}$  variou 2.5 [m/s], obtém-se um erro médio de 1.716 %, podendo-se assumir que o RMSE obtido é reduzido. Posto isto, as Figuras 3.18 e 3.19 representam os resultados com o melhor e pior seguimento, respetivamente:



**Figura 3.18:** Comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) para  $K_{pa} = 0.1$  e  $TAS = 22$  [m/s].



**Figura 3.19:** Comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) para  $K_{pa} = 0.4$  e  $TAS = 22$  [m/s].

As Figuras 3.18 e 3.19 apresentam a vermelho o comando atual da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e a azul o comando da razão de subida calculado pela lei de controlo ( $V_{Rate_{cmd}}$ ). Examinando ambas as figuras, percebe-se que o seguimento do  $V_{Rate_{cmd}}$  é próximo ao atual e, desta forma, pode-se validar a expressão (3.2) quando considerado o *Rate Limiter*.

Posto isto, considerando todo o estudo realizado nesta secção, pode-se considerar a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), dada pela equação (3.12), como válida.

### 3.3 Lei de Controlo do *Throttle*

A presente secção irá apresentar a estrutura da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ) para o modo longitudinal 0, proposta pela dissertação de mestrado [2]. Além disso, serão abordadas várias alternativas para validar a mesma.

#### 3.3.1 Estrutura da Lei de Controlo do *Throttle* Segundo a Referência [2]

A Figura 3.20 apresenta uma estimativa da estrutura de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ), do qual é possível observar dois ciclos. Em primeiro lugar, o ciclo mais interno tem como entrada o  $EnergyRate_{cmd}$  e como saída o  $EnergyRate$  atual da aeronave. Em segundo, o ciclo mais externo tem como entrada o comando energia da aeronave, que por sua vez inclui o comando da velocidade ( $TAS_{cmd}$ ) e o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), e como saída a energia verdadeira da aeronave. O princípio de funcionamento desta lei de controlo tem por base o controlo da energia total da aeronave, que, por sua vez, é o somatório da energia cinética com a energia potencial.

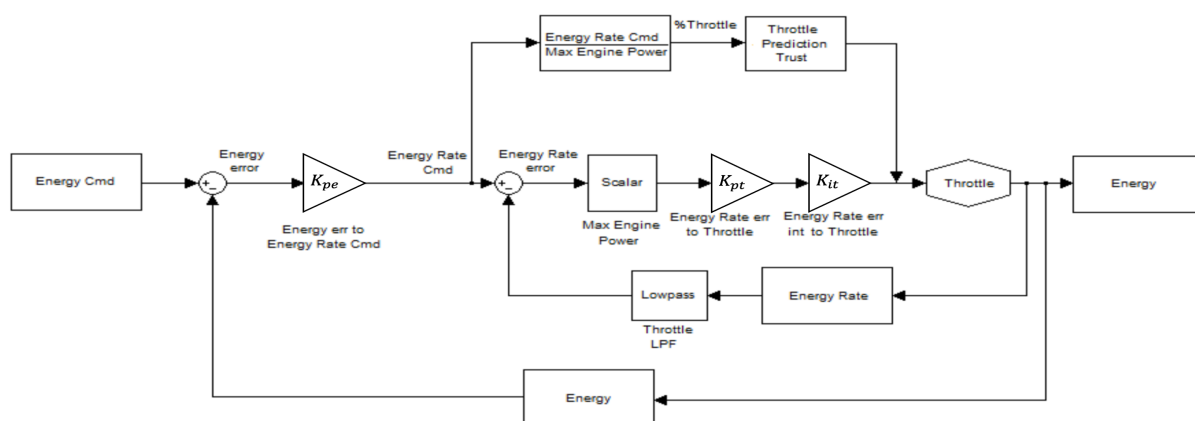


Figura 3.20: Diagrama de blocos da estrutura de controlo do TAS), adotado de [2].

De forma semelhante àquela apresentada para o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ), a estrutura de controlo do TAS apresentada na Figura 3.20 resulta da interpretação lógica das conclusões apresentadas em [2] e da descrição dos ganhos das leis de controlo fornecidas na documentação do *Piccolo II* [27], e que se apresentam em seguida:

- O *Energy err to Energy Rate Cmd* ( $K_{pe}$ ) é o ganho proporcional que relaciona o  $Energy_{err}$  da aeronave com o  $EnergyRate_{cmd}$ . Por sua vez, aumentando este ganho, aumenta a agressividade com que o piloto automático move o *throttle* ( $\delta_t$ );
- O *Max Engine Power* (MEP), como o nome indica, é a potência máxima do motor e é um valor predefinido da aeronave, neste caso igual a 1000 [W];

- O *Energy Rate err to Throttle* ( $K_{pt}$ ) é um ganho proporcional e relaciona o  $Energy_{Rate_{err}}$  com o *throttle* ( $\delta_t$ );
- O *Energy Rate err int to Throttle* ( $K_{it}$ ) é o ganho integral que relaciona ambas as grandezas do ponto anterior;
- O *Throttle Prediction Thrust* (TPT) é um rácio entre 0 e 1 que indica o quanto se deve confiar no *throttle* ( $\delta_t$ ) previsto pela lei de controlo. Por predefinição, este ganho é igual a zero devido à dificuldade em prever a potência do motor;
- O *Throttle LPF* é um filtro passa-baixo que reduz o ruído proveniente das vibrações do motor da aeronave.

Posto isto, uma vez conhecidos os parâmetros da estrutura de controlo do TAS, segue-se para o estudo das expressões que formam a lei de controlo propostas pela referência [2].

Em primeiro lugar, a partir do  $TAS_{cmd}$ , determina-se o  $Energy_{cmd}$ , através da equação (3.14) que se baseia na equação da energia cinética de um corpo:

$$Energy_{cmd} = \frac{1}{2} m TAS_{cmd}^2, \quad (3.14)$$

e a  $Energy$  atual a partir da equação:

$$Energy = \frac{1}{2} m TAS^2. \quad (3.15)$$

De seguida, compara-se o  $Energy_{cmd}$  com a  $Energy$  de modo a obter o  $Energy_{err}$ :

$$Energy_{err} = Energy_{cmd} - Energy. \quad (3.16)$$

Posteriormente, determina-se o  $Energy_{Rate_{cmd}}$  que é dado pela soma de duas componentes:

$$Energy_{Rate_{cmd}} = Energy_{Rate_{cmd_1}} + Energy_{Rate_{cmd_2}}. \quad (3.17)$$

O  $Energy_{Rate_{cmd_1}}$  é calculado através do erro da energia ( $Energy_{err}$ ):

$$Energy_{Rate_{cmd_1}} = K_{pe} Energy_{err}. \quad (3.18)$$

Por outro lado, o  $V_{Rate_{cmd}}$ , determinado pela lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), permite calcular o  $Energy_{Rate_{cmd_2}}$ :

$$Energy_{Rate_{cmd_2}} = m g V_{Rate_{cmd}} \quad (3.19)$$

Seguidamente, à semelhança da lei de controlo do  $\delta_e$ , o  $EnergyRate_{cmd}$  entra no ciclo mais interno através de dois caminhos: o caminho *feedforward* e o caminho *feedback*.

Em primeiro lugar, através do caminho *feedforward*, determina-se a contribuição do *throttle*<sub>1</sub> ( $\delta_{t_1}$ ):

$$\delta_{t_1} = \frac{EnergyRate_{cmd} TPT}{MEP}. \quad (3.20)$$

Por outro lado, o caminho *feedback* compara o  $EnergyRate$  com o  $EnergyRate_{cmd}$ , obtendo-se o  $EnergyRate_{err}$ :

$$EnergyRate_{err} = EnergyRate_{cmd} - EnergyRate, \quad (3.21)$$

onde,

$$EnergyRate = m g V_{Rate} \quad (3.22)$$

De seguida, uma vez determinado o  $EnergyRate_{err}$ , calcula-se a contribuição do *throttle*<sub>2</sub> ( $\delta_{t_2}$ ):

$$\delta_{t_2} = \frac{K_{pt} EnergyRate_{err} + K_{it} \int EnergyRate_{err} dt}{MEP}. \quad (3.23)$$

Por último, somam-se ambas as contribuições  $\delta_{t_1}$  e  $\delta_{t_2}$ , obtendo-se desta forma o *throttle* ( $\delta_t$ ), que por sua vez, varia entre 0 e 1:

$$\begin{aligned} \delta_t &= \delta_{t_1} + \delta_{t_2} \\ &= \frac{EnergyRate_{cmd} TPT}{MEP} + \frac{K_{pt} EnergyRate_{err} + K_{it} \int EnergyRate_{err} dt}{MEP}. \end{aligned} \quad (3.24)$$

### 3.3.2 Validação da Lei de Controlo do *Throttle* da Referência [2]

Nesta subsecção irá-se avaliar o desempenho da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ) proposta pela em [2]. Deste modo, com o objetivo de analisar esta lei de controlo, realizaram-se várias simulações onde a aeronave tinha uma altitude inicial de 500 metros e um  $TAS_{cmd}$  de 20 [m/s] e, de seguida, introduziram-se comandos de TAS de 22 [m/s] e de 20 [m/s].

Inicialmente, realizaram-se várias simulações onde o ganho  $K_{pi}$  variou entre 0.2 e 0.6, enquanto que  $K_{pt}$  e  $TPT$  eram iguais a zero, de modo a simplificar o estudo da lei de controlo, respetivamente:

$$\delta_t = \frac{K_{it} \int EnergyRate_{err} dt}{MEP}. \quad (3.25)$$

De seguida, calculou-se o RMSE entre o *throttle* registado pela telemetria ( $\delta_t$ ) e o *throttle* determinado pela lei de controlo simplificada a partir da expressão (3.25). Os resultados obtidos encontram-se na

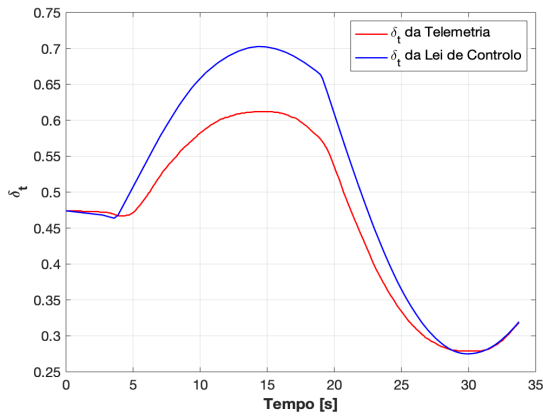
Tabela 3.11:

**Tabela 3.11:** RMSE entre o  $\delta_t$  atual e o obtido pela equação (3.25) para  $K_{it} \neq 0$ ,  $K_{pt} = 0$  e  $TPT = 0$ .

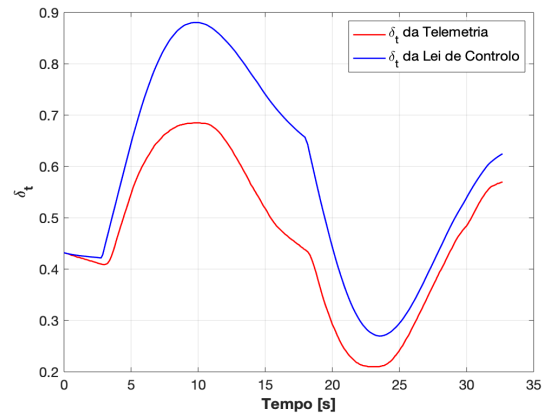
$K_{it}$	RMSE
0.2	0.0565
0.3	0.0867
0.4	0.0921
0.5	0.1381
0.6	0.1371
<b>Média</b>	0.1021

Analisando o RMSE e comparando-o com o valor máximo do  $\delta_t$ , isto é,  $\delta_t = 1$ , têm-se erros entre os 5.65% e os 13.71%, sendo estes valores considerados elevados para concluir que a lei de controlo é válida.

Graficamente, pode-se observar que seguimento da lei de controlo também não é próximo do  $\delta_t$  atual, como se verifica nas Figuras 3.21 e 3.22:



**Figura 3.21:** Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.2$ .



**Figura 3.22:** Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.5$ .

Relativamente à Figura 3.21, esta representa a melhor aproximação do  $\delta_t$  da lei de controlo (linha azul) com o  $\delta_t$  atual (linha vermelha), obtida para o  $K_{it} = 0.2$ . Analisando ambas as linhas repara-se que a principal diferença do seguimento da linha de controlo ocorrer para o intervalo de tempo [5:20] segundos, do qual no ponto mais alto da curva existe uma diferença de sensivelmente 0.1 entre os dois comandos de *throttle* ( $\delta_t$ ).

Por outro lado, em relação à Figura 3.22, esta apresenta o pior resultado, obtido quando  $K_{it} = 0.5$ . Repare-se que para o instante de tempo = 10[s], tem-se um erro relativo de 28.57 %.

Além disso, analisando as equações 3.14 à 3.19, destaca-se uma inconsistência na lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ) sugerida em [2]. Segundo as equações do comando da energia ( $Energy_{cmd}$ ) e do estado atual da energia ( $Energy$ ), 3.14 e 3.15 respetivamente, apenas é contabilizada a contribuição da velocidade (TAS). Por seu lado, a variação da energia ( $Energy_{Rate}$ ), dada pela equação 3.22, apenas contabiliza a variação da altitude ( $h$ ) do UAV.

Posto isto, considerando que o RMSE entre o  $\delta_t$  atual e o calculado pela lei de controlo é elevado e como graficamente não existe bom seguimento e devido à existência de inconsistências nas equações, decidiu-se estudar uma alternativa à lei de controlo da referência [2], desta vez proposta por Randal Beard e do Timothy McLain (ver [3]).

### 3.3.3 Estrutura da Lei de Controlo do *Throttle* Segundo a Referência [3]

Uma vez que a lei de controlo analisada anteriormente não conseguiu atingir resultados satisfatórios para ser validada, considerou-se necessário procurar uma alternativa.

Deste modo, estudou-se a lei de controlo implementada pelo livro *Small Unmanned Aircraft* de Randal Beard e Timothy McLain (ver [3]). Segundo este livro, o UAV é um corpo com energia, sendo esta energia decomposta em energia cinética e energia potencial:

$$\begin{aligned} \text{Energia}_{Total} &= \text{Energia}_{Cinética} + \text{Energia}_{Potencial} \\ &= \frac{1}{2}mV_a^2 + mgh. \end{aligned} \quad (3.26)$$

Assim, o  $\text{Energy}_{cmd}$  passa a ser calculado por:

$$\text{Energy}_{cmd} = \frac{1}{2}mTAS_{cmd}^2 + mg h_{cmd}, \quad (3.27)$$

e a energia atual da aeronave ( $\text{Energy}$ ) por:

$$\text{Energy} = \frac{1}{2}mTAS^2 + mgh. \quad (3.28)$$

Consequentemente, o erro da energia resulta da subtração da energia atual ao comando da energia:

$$\begin{aligned} \text{Energy}_{Error} &= \text{Energy}_{cmd} - \text{Energy} \\ &= \frac{1}{2}m(TAS_{cmd}^2 - TAS^2) + mg(h_{cmd} - h). \end{aligned} \quad (3.29)$$

Relativamente ao  $\text{EnergyRate}_{cmd}$ , ao contrário da lei de controlo estudada na Subsecção 3.3.1, é calculada apenas pela expressão (3.18), não existindo a contribuição  $\text{EnergyRate}_{cmd_2}$ .

Desta forma, a expressão de  $\text{EnergyRate}$ , obtém-se derivando a expressão (3.28):

$$\text{EnergyRate} = \frac{1}{2}m \times TAS \times TAS_{Rate} + mg V_{Rate}. \quad (3.30)$$

Seguidamente, o  $\text{EnergyRate}_{Error}$  obtém-se pela expressão (3.21).

Deste modo, uma vez calculado o  $\text{EnergyRate}_{Error}$  pelas expressões anteriores, a lei de controlo res-

tante é igual à expressão (3.24) da Subsecção 3.3.1, com uma nova componente, a força de resistência aerodinâmica (*Drag*) que multiplica com TAS de modo a ser considerada como potência.

Assim, segundo a referência [3], o *throttle* ( $\delta_t$ ) passa a ser calculado por:

$$\delta_t = \frac{EnergyRate_{cmd} TPT + K_{pt} EnergyRate_{err} + K_{it} \int EnergyRate_{Error} dt + TAS Drag}{MEP} \quad (3.31)$$

### 3.3.3.A Cálculo da Força de Resistência Aerodinâmica (*Drag*) e do Ângulo de Ataque ( $\alpha$ )

Um dos novos parâmetros incluídos na lei de controlo dada pela equação (3.31) é a força de resistência aerodinâmica (*Drag*), a qual depende do ângulo de ataque ( $\alpha$ ), do momento de picada ( $q$ ) e da deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) (ver [3]):

$$F_{Drag} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_w [C_{D_\alpha}(\alpha) + C_{D_q} \frac{c}{2V_a} q + C_{D_{\delta_e}} \delta_e], \quad (3.32)$$

onde  $C_{D_\alpha}$ ,  $C_{D_q}$  e  $C_{D_{\delta_e}}$  são os coeficientes de resistência aerodinâmica consoante  $\alpha$ ,  $q$  e  $\delta_e$ , respetivamente. Uma vez que os termos  $q$  e  $\delta_e$  têm pouca contribuição na equação, estes serão desprezados.

Consequentemente, a equação (3.32) resume-se a:

$$F_{Drag} = \frac{1}{2} \rho V_a^2 S_w [C_{D_\alpha} \alpha]. \quad (3.33)$$

O coeficiente  $C_{D_\alpha}$  é uma função não linear do ângulo de ataque  $\alpha$  e é composto por duas contribuições: a força de resistência aerodinâmica induzida e a parasita. A força de resistência aerodinâmica parasita é gerada pela tensão de corte do movimento do ar à volta das asas e por outros efeitos aerodinâmicos e pode ser aproximada à constante  $C_{D_p}$ . Em situações onde o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) é baixo, a força de resistência induzida é proporcional ao quadrado da sustentação ( $L$ ). Deste modo, combinando a força induzida com a parasita resulta:

$$C_{D_\alpha} = C_{D_p} + \frac{(C_{L_0} + C_{L_\alpha} \alpha)^2}{\pi e AR}, \quad (3.34)$$

onde o parâmetro  $AR$  é o *Wing Aspect Ratio*, obtido por:

$$AR = \frac{b^2}{S_w}, \quad (3.35)$$

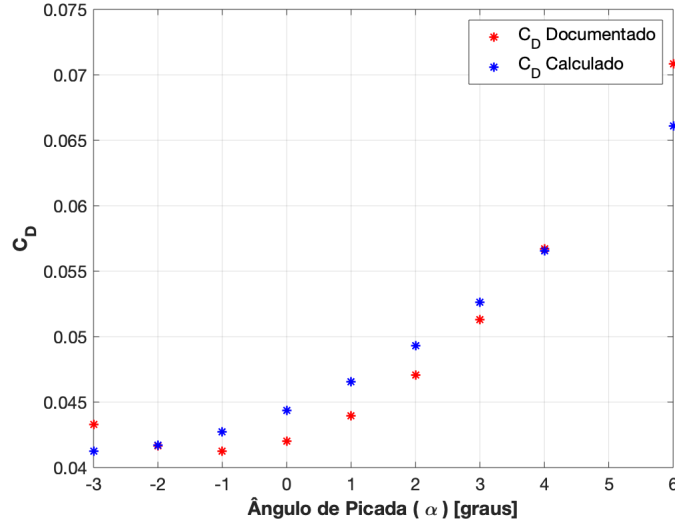
do qual  $b$  é a envergadura das asas e  $S_w$  a área das asas.

Por outro lado, a variável  $e$  é o factor de eficiência de *Oswald* e varia entre 0.8 e 1.0 e o  $C_{L_\alpha}$  calcula-se a partir de:

$$C_{L\alpha} = \frac{\pi AR}{1 + \sqrt{1 + (AR/2)^2}}. \quad (3.36)$$

Por último,  $C_{L0}$  é o coeficiente de sustentação quando o ângulo de ataque é zero ( $\alpha = 0$ ).

Uma vez que o ficheiro de simulador da aeronave *UAV Honda T-15* descreve a relação entre o  $C_{D\alpha}$  e o  $\alpha$ , é possível comparar o  $C_{D\alpha}$  da mesma com obtido pela expressão (3.34). Deste modo, a Figura 3.23 compara ambos  $C_{D\alpha}$ 's quando os ângulos de ataque ( $\alpha$ ) assumem valores entre -3 graus e 6 graus.



**Figura 3.23:** Comparação entre o  $C_D$  documentado e o obtido pela equação (3.34).

Observando a Figura 3.23 é perceptível que o  $C_{D\alpha}$  determinado pela equação (3.34), a azul, é próximo do  $C_{D\alpha}$  presente na documentação do *Honda T-15*, a vermelho. Posto isto, comprava-se a expressão (3.34) para determinar o  $C_{D\alpha}$  e, por sua vez, a força de resistência aerodinâmica.

No entanto, uma vez que a telemetria do simulador não regista o ângulo de ataque ( $\alpha$ ) atual (apenas existe uma indicação visual na janela do simulador), este teve que ser determinado. Para isto, realizou-se uma simulação onde a aeronave voava em voo retilíneo com 500 metros de altitude com um TAS de 18.5 [m/s]. De seguida incrementou-se gradualmente a velocidade da aeronave em 0.5 [m/s] e, através da janela do simulador, anotou-se o  $\alpha$  e o TAS nesse instante. Após a velocidade ser aumentada até os  $TAS = 30$  [m/s], utilizou-se o MMQ e determinou-se a função que melhor se aproximava ao conjunto de valores de TAS e de  $\alpha$ .

Deste modo, resultou a relação entre o TAS e o ângulo de ataque ( $\alpha$ ):

$$\alpha = 0.0004 \times TAS^2 - 0.0294 \times TAS + 0.5063. \quad (3.37)$$

A Figura 3.24 apresenta a comparação entre o  $\alpha$  atual com o calculado pelo MMQ, para velocidades

(TAS) entre 20 e 30 [m/s].

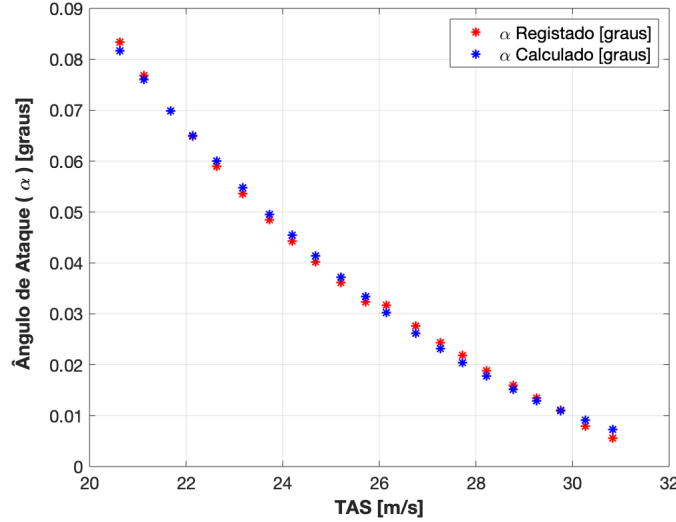


Figura 3.24: Comparação entre o  $\alpha$  registado e o obtido pela equação (3.37).

Com base na informação apresentada na Figura 3.24, destaca-se que o seguimento do ângulo de ataque calculado é próximo do registado, podendo se concluir que a expressão (3.37) é uma boa aproximação ao ângulo de ataque ( $\alpha$ ) registado em simulação. Posto isto, os parâmetros da lei de controlo descrita pela referência [3] são determináveis e, de seguida, irá-se proceder para a validação da mesma.

### 3.3.4 Validação da Lei de Controlo do *Throttle* da referência [3]

Após estudada a nova lei de controlo, irá-se validar a mesma. Para tal, utilizaram-se os mesmos dados da Subsecção 3.3.1 e obteve-se o RMSE entre o *throttle* atual ( $\delta_t$ ) e o calculado pela lei de controlo, o qual se encontra exposto na Tabela 3.12:

Tabela 3.12: RMSE entre o  $\delta_t$  atual e o obtido pela equação (3.31) para  $K_{it} \neq 0$ ,  $K_{pt} = 0$  e  $TPT = 0$ .

$K_{it}$	RMSE
0.2	0.0569
0.3	0.0903
0.4	0.1464
0.5	0.1486
0.6	0.2040
<b>Média</b>	0.1292

Comparando os valores de RMSE obtidos com os da Tabela (3.11), é perceptível que estes resultados são piores em relação aos alcançados na secção anterior. De seguida, apresentam-se graficamente a situação com o melhor e pior seguimento, para  $K_{it} = 0.2$  e  $K_{it} = 0.6$  respetivamente:

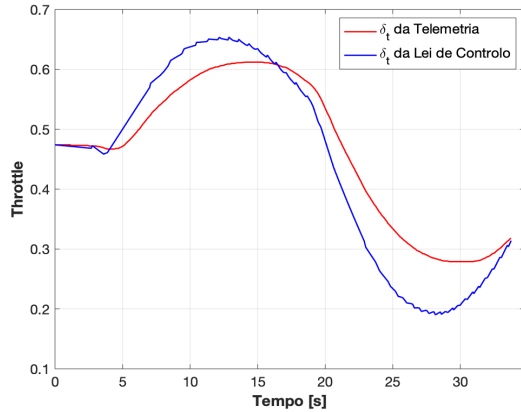


Figura 3.25: Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.2$ .

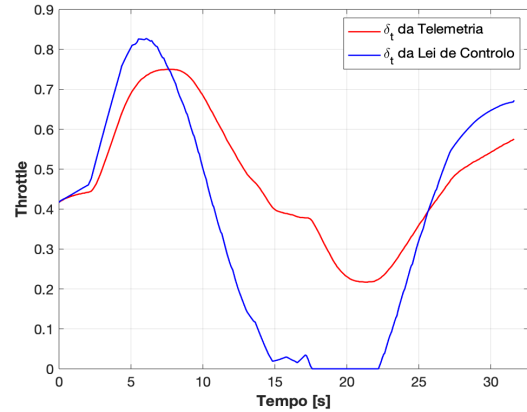


Figura 3.26: Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.6$ .

As Figuras 3.25 e 3.26 apresentam o  $\delta_t$  registado pela telemetria da aeronave a vermelho e o determinado pela lei de controlo a azul. O gráfico da Figura 3.26 apresenta o pior resultado obtido, para  $K_{it} = 0.6$ . Repare-se que entre os instantes de tempo iguais a 17 [s] e a 22 [s] existiu uma saturação do  $\delta_t$  que, por sua vez, foi limitado a zero pois o calculado seria negativo.

Posto isto, é observável que os resultados com a lei de controlo resultante da equação 3.31 são piores do que obtidos anteriormente pela expressão 3.24. Pelos mesmos motivos, esta lei de controlo não é considerada como válida e será também descartada.

### 3.3.5 Alternativa à Estrutura da Lei de Controlo do *Throttle*

Uma vez que ambas as leis de controlo das Subsecções 3.3.1 e 3.3.3 não obtiveram resultados que as possibilitassem validar, foi necessário considerar uma terceira alternativa.

Como se referiu na Secção 3.1, o piloto automático *Piccolo II* tem vários modos longitudinais de operação, sendo que esta dissertação foca-se no modo 0, onde o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) controla a altitude ( $h$ ) e o *throttle* ( $\delta_t$ ) controla a velocidade (TAS). Desta forma, considerou-se a possibilidade de o modo 0 contabilizar apenas a energia cinética nas equações da energia e da derivada da energia, enquanto que nos modos de operação em que o  $\delta_t$  controla a altitude ( $h$ ), apenas é contabilizada a energia potencial.

Nesta nova alternativa, considera-se a mesma dedução de  $Energy$ ,  $Energy_{cmd}$  e  $EnergyRate_{cmd}$  dada pelas equações (3.14) a (3.18), desprezando a contribuição da energia potencial dada pela equação (3.19) e considerando, em alternativa à equação (3.22), que o  $EnergyRate$  é apenas determinado pela contribuição da energia cinética:

$$EnergyRate = m \times TAS \times TAS_{Cmd}. \quad (3.38)$$

Finalmente, a expressão geral da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ) é igual à equação (3.31). Na Subsecção 3.3.6 irão ser apresentados resultados obtidos com a nova lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ).

### 3.3.6 Validação da Alternativa à Lei de Controlo do *Throttle*

Na presente Subsecção irá-se estudar a nova lei de controlo onde apenas se considera a contribuição da energia cinética para comandar o *throttle* ( $\delta_t$ ), que se passará a designar por Lei de Controlo da Energia Cinética.

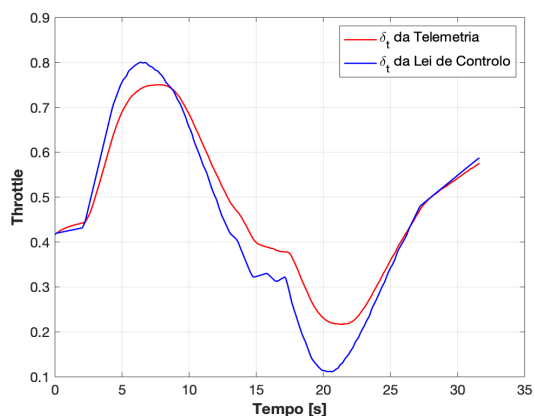
Deste modo, utilizando os mesmos dados de simulação das Subsecções 3.3.1 e 3.3.3, o RMSE entre o *throttle* atual ( $\delta_t$ ) e o calculado pela lei de controlo da energia cinética apresenta-se na Tabela 3.13:

**Tabela 3.13:** RMSE entre o  $\delta_t$  atual e o calculado pela lei de controlo para  $K_{it \neq 0}$ ,  $K_{pt} = 0$  e  $TPT = 0$ .

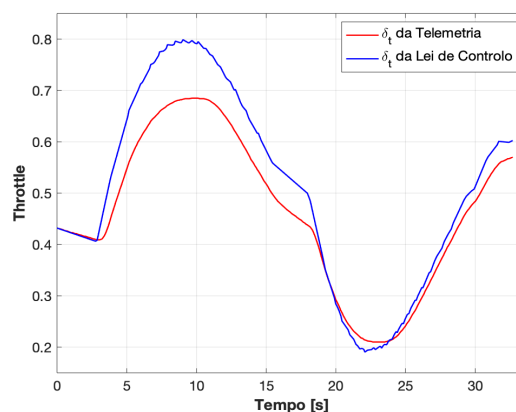
$K_{it}$	RMSE
0.2	0.0540
0.3	0.0589
0.4	0.0430
0.5	0.0620
0.6	0.0388
<b>Média</b>	<b>0.05134</b>

Na Tabela 3.13, observa-se que o RMSE assume valores mais reduzidos quando comparado com os resultados obtidos nas Subsecções 3.3.1 e 3.3.3. Estes, por sua vez, são resultados satisfatórios, onde a média do erro é próxima dos 5%, consistindo no valor mais reduzido das três alternativas consideradas, sendo também um valor uniforme para as diferentes simulações realizadas.

De forma a observar graficamente os resultados obtidos, as Figuras 3.27 e 3.28 apresentam os seguimentos para a melhor ( $K_{it} = 0.6$ ) e pior situação ( $K_{it} = 0.5$ ), respetivamente:



**Figura 3.27:** Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.6$ .



**Figura 3.28:** Variação do  $\delta_t$  para  $K_{it} = 0.5$ .

Ambas as figuras representam duas variações do *throttle* ( $\delta_t$ ): a linha vermelha corresponde ao  $\delta_t$

registado pela telemetria, a linha azul ao  $\delta_t$  da energia cinética, proposta nesta dissertação. Em primeiro lugar, observa-se que o seguimento da lei de controlo é próximo do *throttle* ( $\delta_t$ ) atual. Além disso, este é mais próximo do que o obtido nas Subsecções 3.3.1 e 3.3.3. Por último, apesar dos resultados obtidos terem melhorado, devido às discrepâncias ainda existentes entre a leis de controlo e o valor atual do *throttle*  $\delta_t$ , de seguida, estudar-se-á a possível existência de parâmetros ainda desconhecidos da lei de controlo implementada pelo piloto automático *Piccolo II*, a qual não é fornecida pelo fabricante.

### 3.3.6.A Análise adicional

Após serem testadas várias possíveis leis de controlo, decidiu-se tentar perceber o comportamento dos estados mais internos da lei de controlo, nomeadamente do estado  $EnergyRate_{cmd}$  e procurar eventuais saturações desses estados. Uma vez que a telemetria não disponibiliza a leitura dos estados mais internos, a única solução para os aceder é através da saída da lei de controlo, isto é, através do *throttle* ( $\delta_t$ ).

Deste modo, assumindo que os ganhos  $K_{pe}$  e  $TPT$  e que a contribuição do *Drag* são nulos, chega-se à seguinte expressão simplificada da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ):

$$\delta_t = \frac{K_{it} \int EnergyRate_{err} dt}{MEP}, \quad (3.39)$$

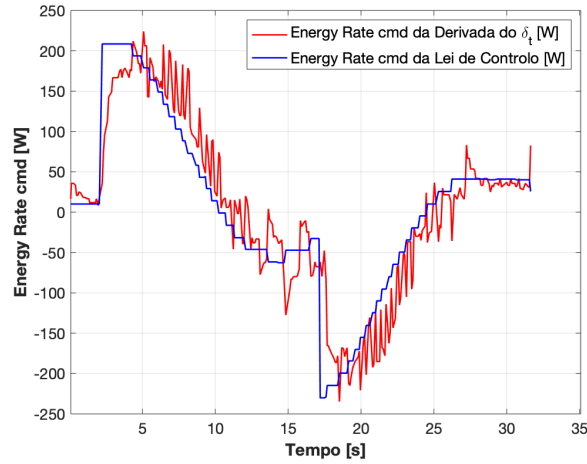
Assim, é possível obter  $EnergyRate_{err}$  derivando o *throttle* ( $\delta_t$ ):

$$EnergyRate_{err} = \dot{\delta}_t \frac{MEP}{K_{it}}. \quad (3.40)$$

Por último, determina-se o  $EnergyRate_{cmd}$  atual da aeronave:

$$EnergyRate_{cmd} = EnergyRate_{err} + EnergyRate. \quad (3.41)$$

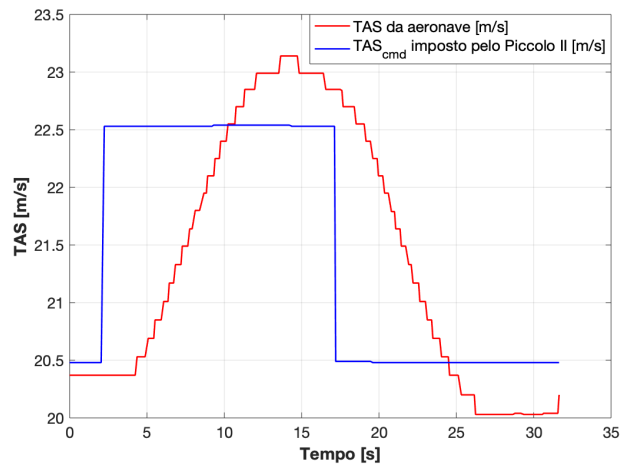
Consequentemente, sabendo o  $EnergyRate_{cmd}$  obtido através do *throttle* ( $\delta_t$ ), pode-se analisar graficamente o seu comportamento e observar se existem saturações, ao mesmo tempo que se compara com o  $EnergyRate_{cmd}$  proveniente da lei de controlo. Deste modo, a Figura 3.29 compara ambos os parâmetros quando o  $K_{it} = 0.6$ .



**Figura 3.29:**  $EnergyRate_{cmd}$  da lei de controlo em comparação com o da derivada do  $\delta_t$ .

O  $EnergyRate_{Error}$  da derivada do *throttle* ( $\dot{\delta}_t$ ), representado pela linha vermelha, não aparenta ter saturações. Por outro lado, o da lei de controlo da energia cinética, representado pela linha azul, afigura uma saturação entre os 2 e 4 segundos.

Posto isto, de modo a perceber a origem desta saturação começou-se por comparar a velocidade comandada com a atual, onde se concluiu que entre os 2 e 4 segundos existiu um atraso entre o comando do *throttle* ( $\delta_t$ ) e o aumento de velocidade por parte da aeronave.



**Figura 3.30:** Comparação entre a velocidade comandada ( $TAS_{cmd}$ ) com a atual TAS.

Analisando a Figura 3.30 é perceptível que após o comando de TAS ( $TAS_{cmd}$ ) no instante de tempo igual a 2 [s], a aeronave demorou cerca de dois segundos para responder ao comando e ganhar velocidade. Além disso, também é possível explicar este fenómeno matematicamente, determinando a diferença entre os dois gráficos, substituindo os valores da equação (3.16)

$$\frac{1}{2}(TAS_{cmd}^2 - TAS^2)mK_{pe} = \frac{1}{2}(22.5^2 - 20.4^2) \times 18 \times 0.25 \approx 200. \quad (3.42)$$

Posto isto, conclui-se que não existem mais saturações na lei de controlo para além da saturação do *throttle* ( $\delta_t$ ).

Para além disso, também se ponderou a existência de mais filtros passa-baixo de modo a reduzir o ruído proveniente das vibrações do motor, mas também não foram encontrados filtros adicionais para além do existente no *EnergyRate* (ver Figura 3.20).

### 3.3.7 Comparação do Desempenho das Várias Leis de Controlo

Nesta secção procede-se à avaliação do desempenho das leis de controlo apresentadas nas Subsecções 3.3.1 e 3.3.5, com os ganhos predefinidos do piloto automático *Piccolo II*:  $K_{pe} = 0.35$ ,  $K_{pt} = 0.6$ ,  $K_{it} = 0.4$ , e TPT=0. Posto isto, realizaram-se três simulações onde se variou o  $TAS_{cmd}$  em 2 [m/s]. Na primeira simulação a aeronave voava com uma altitude de 500 metros e um TAS de 19 [m/s]. De seguida, foram enviados dois comandos de velocidade ( $TAS_{cmd}$ ). Primeiro a um comando de TAS de 21 [m/s] e depois a 19 [m/s].

Por conseguinte, a Tabela 3.14 apresenta os resultados obtidos para as diferentes leis de controlo estudadas. A lei de controlo da referência [3] não integrou este estudo visto que apresentava os piores resultados.

**Tabela 3.14:** Comparação entre o RMSE obtido para a lei de controlo (LC) da referência [2] e para a lei de controlo da energia cinética .

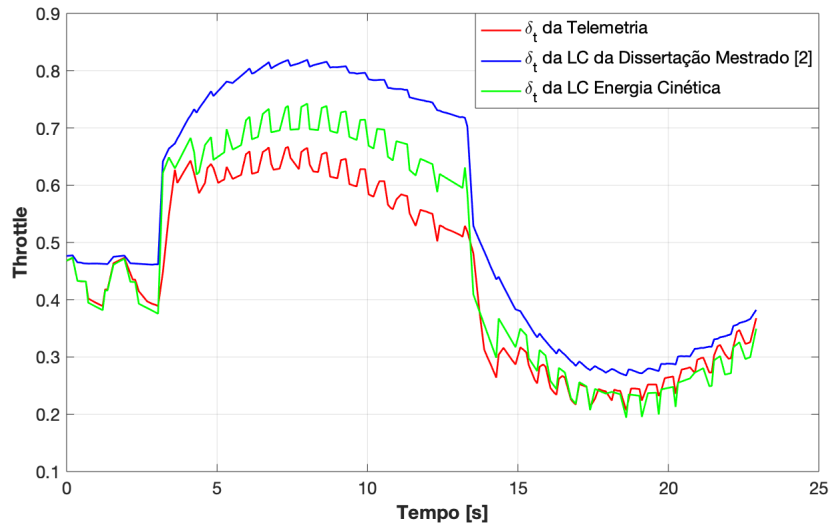
$TAS_{cmd}$	RMSE LC [2]	RMSE LC $E_{Cinética}$
19→21	0.1235	0.0531
20→22	0.1013	0.0569
21→23	0.1379	0.0595
<b>Média</b>	0.1209	0.0565

Na Tabela 3.14 observa-se que o RMSE é bastante menor para leis de controlo que apenas considera a energia cinética, chegando a ser metade do erro da lei de controlo da referência [2]. Esta diferença é mais perceptível quando se compara o *throttle* ( $\delta_t$ ) das três leis de controlo com o registado pela telemetria. Deste modo, a Figura 3.31 apresenta as várias leis de controlo para a terceira simulação da Tabela 3.14, uma vez que é que apresenta piores resultados.

A Figura 3.31 compara o seguimento da lei de controlo proposto pela dissertação [2] (linha verde), o seguimento da lei de controlo da energia cinética (linha azul) com o *throttle* ( $\delta_t$ ) registado pela telemetria.

Relativamente à lei de controlo da energia cinética, esta é a que apresenta melhor seguimento, onde o erro é na ordem dos 6%. Por outro lado, a linha verde tem o pior seguimento, onde o seu erro é 13.79%.

Posto isto, comparando as duas leis de controlo, existe uma melhoria significativa, onde, para a pior



**Figura 3.31:** Comparação entre as duas leis de controle do *throttle* ( $\delta_t$ ).

situação, o erro da nova lei de controle é menos de metade do erro da lei de controle do  $\delta_t$  proposto pela dissertação de mestrado [2]. Deste modo, a lei de controle que melhor se aproxima à implementada no piloto automático *Piccolo II* é a lei de controle da energia cinética.

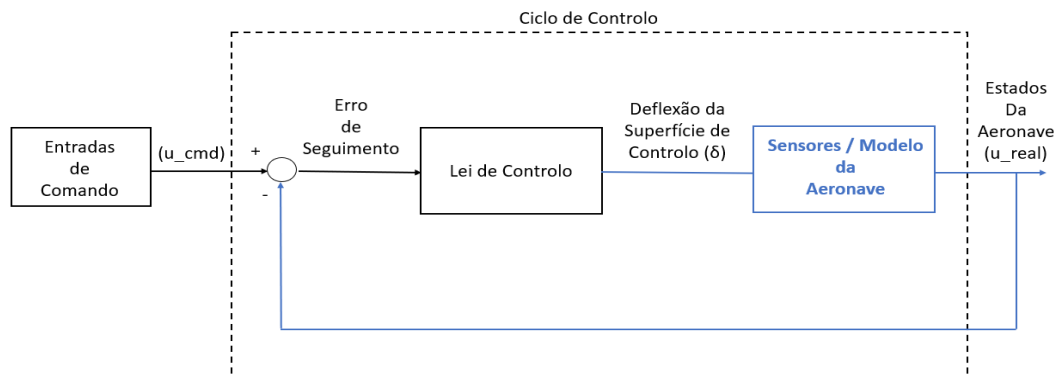
No entanto, por gestão de tempo não foi possível realizar mais testes exaustivos para validar a lei de controle da energia cinética. Para além disso, como não existe uma referência bibliográfica que suporte esta lei de controle, o próximo capítulo apenas irá abordar o ciclo de controle da altitude, onde se irão estimar os modelos que caracterizam a dinâmica longitudinal do UAV *Arcturus Honda T-15*.



# 4

## Estimação e Validação do Modelo da Dinâmica Longitudinal

Após validar a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) no Capítulo 3, prosseguir-se-á para a seguinte fase da dissertação: estimar o modelo da dinâmica longitudinal entre as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), que correspondem à entradas, e os estados da aeronave (saídas), fechando, desta modo, o ciclo de controlo, como se verifica na Figura 4.1.



**Figura 4.1:** Esquema da Estrutura de Controlo do Piccolo para Estimar os Modelos da Aeronave.

Assim, na Secção 4.1 serão apresentados os modelos propostos por Randal Beard e do Timothy McLain (ver [3]) que permitem estimar a relação entre os vários estados da aeronave. De seguida, a Secção 4.2 expõe os modelos obtidos e, por último, a Secção 4.3 valida a estrutura de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) em malha fechada de modo a permitir o ajuste dos ganhos no Capítulo 5.

## 4.1 Metodologia para a Estimação e Validação dos Modelos dos Estados da Lei de Controlo do Leme de Profundidade

Esta Secção apresentará o processo realizado na presente dissertação para determinar os modelos da aeronave em estudo (*Arcturus Honda T-15*) que permitem obter a dinâmica longitudinal da mesma.

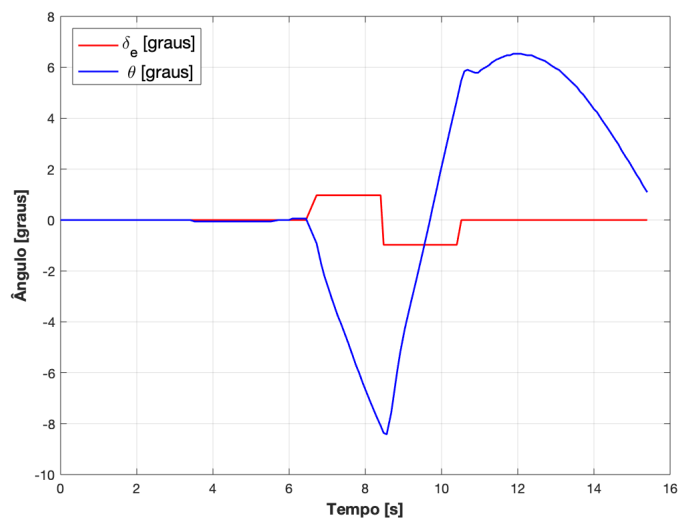
Como se referiu na Secção 2.2 do Capítulo 2, a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) influencia a dinâmica dos seguintes estados da aeronave: razão de picada ( $q$ ), o ângulo de picada ( $\theta$ ), a razão de subida ( $V_{Rate}$ ), a altitude ( $h$ ) e a aceleração da aeronave responsável pela razão de subida ( $a_{V_{Rate}}$ ). Uma vez que o objetivo é fechar o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ) do piloto automático *Piccolo II*, face às deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), é necessário estimar os modelos que traduzem a dinâmica da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da altitude ( $h$ ) do UAV *Arcturus Honda T-15*, realimentando assim a lei de controlo.

No que respeita ao PCC, este permite enviar comandos diretamente para as superfícies de controlo em malha aberta, não existindo realimentação dos estados da aeronave, sendo por isso útil para a identificação do comportamento da aeronave. No entanto, durante este processo, por razões desconhecidas,

a telemetria não regista corretamente a aceleração vertical do UAV ( $a_{V_{Rate}}$ ), inviabilizando a possibilidade da sua utilização no processo de identificação de sistemas implementado nesta dissertação. Deste modo, não existem dados fidedignos para estimar o modelo para o estado da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ). Para ultrapassar esta dificuldade, foi necessário considerar diferentes alternativas ao modelo dinâmico considerado para o sistema. Essas alternativas encontram-se descritas na Secção 4.2.

Para poder estimar o modelo dinâmico da aeronave, foram realizadas diversas simulações onde se registou o comportamento dos estados da aeronave consoante a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Para tal, a aeronave simulada no PCC foi colocada a voar com uma altitude ( $h$ ) inicial de 500 metros e uma velocidade comandada ( $TAS_{cmd}$ ) igual a 26 [m/s]. De seguida, introduziram-se comandos do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) na forma de pulsos retangulares (*doublets*), onde se variou a duração e a amplitude dos mesmos. A Figura 4.2 exemplifica o comando do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a resposta do estado do ângulo de picada ( $\theta$ ).

Após registar o comportamento da aeronave, selecionaram-se os intervalos da telemetria a serem utilizados na identificação do sistema. Durante esta etapa, prestou-se especial atenção aos dados escolhidos, de modo a incluir momentos de equilíbrio e de excitação da aeronave.



**Figura 4.2:** Representação da entrada ( $\delta_e$ ) e da saída ( $\theta$ ), com vista à identificação dos parâmetros da dinâmica de voo do UAV *Arcturus Honda T-15*.

Na Figura 4.2, apresenta-se a vermelho a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) na forma de *doublet* e a azul o ângulo de picada da aeronave ( $\theta$ ) face à entrada do  $\delta_e$ . Quanto à seleção de dados, no que respeita à Figura 4.2, selecionaram-se entre os instantes  $t = 5$  [s] e  $t = 14$  [s]. Inicialmente ponderou-se selecionar apenas os dados onde ocorrem os pulsos ( $t = 6.4$  [s] e  $t = 10.5$  [s]). No entanto, uma vez que após o instante  $t = 10.5$  [s] o sistema tem um comportamento não linear, este teve que se incluir no conjunto de dados para análise.

Após selecionados os dados a serem estudados, através da ferramenta *System Identification* do *Matlab*<sup>®</sup>, procedeu-se para a estimação dos modelos apresentados nas subsecções 2.3.2 e 2.3.3 do Capítulo 2 que melhor se aproximam à realidade. Assim, para cada relação entre a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e os estados da dinâmica da aeronave obtiveram-se os seus modelos. Perante os modelos estimados, realizaram-se as médias dos seus parâmetros, das quais resultaram os modelos finais para cada estado.

Seguindo esta linha de raciocínio, em primeiro lugar avaliaram-se os modelos lineares, como a FT, o Modelos Espaço de Estados e o Modelo Polinomial e compararam-se o desempenho de cada um avaliando o *fit* e o RMSE médio entre os estados da aeronave estimados pelos modelos e os reais.

De seguida, consideraram-se adicionalmente os modelos não-lineares, como o Modelo Não-Linear ARX e o Modelo *Hammerstein-Wiener*, os quais foram comparados com os restantes modelos.

Por fim, após selecionar o modelo final, este validou-se a partir de envios de comandos de referência — comando de altitude ( $h_{cmd}$ ) e de razão de subida ( $V_{Rate}$ ) — e pelo seguimento de um plano de voo inserido no PCC.

## 4.2 Modelos Longitudinais do *UAV Arcturus Honda T-15* Estimados com Dados de Simulação

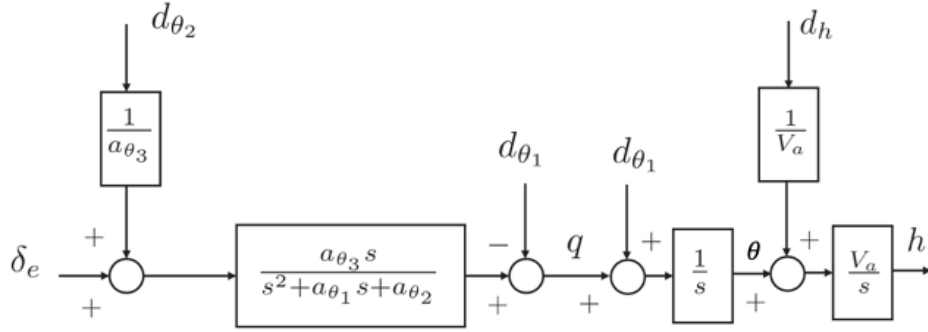
Nesta secção será abordado o conhecimento *a priori* sobre a natureza dos modelos para cada estado da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), correspondendo ao bloco *A Priori Knowledge* da Figura 2.8 do Capítulo 2, sendo que, dadas as lacunas identificadas no registo de dados da telemetria, as subsecções 4.2.1, 4.2.2 e 4.2.3 consideram três alternativas para estimar a aceleração vertical da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ) e os restantes estados da dinâmica longitudinal.

### 4.2.1 Cálculo do Modelo da Aceleração Vertical pela Razão de Subida

Uma vez que o envio de comandos de deflexão do leme de profundidade ( $\delta_E$ ) inviabiliza o registo correcto dos dados da aceleração vertical da telemetria ( $a_{V_{Rate}}$ ), a presente subsecção apresenta a primeira alternativa que consiste em calcular a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) a partir da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), a qual será exposta ao longo da subsecção.

Em primeiro lugar, a referência [3] considera que, consoante as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), para velocidades constantes da aeronave ( $V_a$ ), os estados da aeronave relacionam-se pela seguinte ordem:  $\delta_e \rightarrow q \rightarrow \theta \rightarrow h$ , como se representa na Figura 4.3, onde os parâmetros  $d_{\theta_1}$ ,  $d_{\theta_2}$ , e  $d_h$  representam perturbações externas do sistema, os quais não serão considerados nesta dissertação.

Assim sendo, de modo a mitigar erros de estimação, obtém-se diretamente a relação entre o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e o ângulo de picada ( $\theta$ ) pela FT:



**Figura 4.3:** Diagrama de blocos para os parâmetros  $\delta_e$ ,  $q$ ,  $\theta$  e  $h$ , adaptada de [3],

$$\theta(s) = \frac{a_{\theta 3}}{s^2 + a_{\theta 1}s + a_{\theta 1}} \delta_e(s), \quad (4.1)$$

da qual  $a_{\theta 1}$ ,  $a_{\theta 2}$  e  $a_{\theta 3}$  são derivadas de estabilidade. As derivadas de estabilidade, por sua vez, são características da aeronave que relacionam a variação de forças e de momentos consoante a variação de outros parâmetros relativos à estabilidade da aeronave (e.g. ângulo de ataque ( $\alpha$ ) e razão de picada ( $q$ )). Posto isto, é expectável que a partir da identificação de sistemas, se determine um modelo estável com dois pólos que relacione a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) com o ângulo de picada ( $\theta$ ).

De seguida, sabendo o ângulo de picada atual ( $\theta$ ), é possível determinar o estado da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da altitude ( $h$ ). Relativamente ao estado da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), este obtém-se por:

$$V_{Rate} = V_a \cos(\gamma), \quad (4.2)$$

onde  $V_a$  assume-se como TAS e o ângulo de incidência ( $\gamma$ ) é calculado por (ver Figura 2.3 do Capítulo 2):

$$\gamma = \theta - \alpha. \quad (4.3)$$

Quanto à altitude ( $h$ ), segundo a Figura 4.3, esta resulta da seguinte relação com  $\theta$ :

$$h(s) = \frac{V_a}{s} \theta(s). \quad (4.4)$$

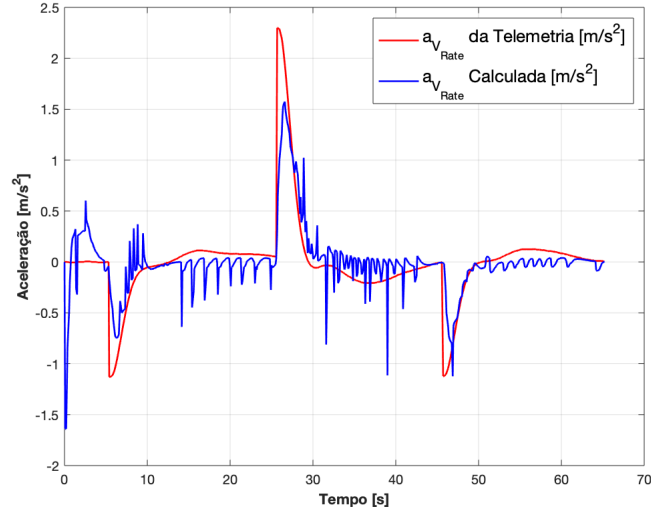
Por último, o estado da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) obtém-se derivando a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) em ordem ao tempo:

$$a_{V_{Rate}} = \frac{\Delta V_{Rate}}{\Delta t}. \quad (4.5)$$

Por conseguinte, as equações 4.1 a 4.5 constituem-se como o modelo base da dinâmica do *UAV Arcturus*

*Honda T-15*, permitindo relacionar as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e os estados da razão de picada ( $q$ ), do ângulo de picada ( $\theta$ ), da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) e da altitude ( $h$ ).

No entanto, apesar desta metodologia apresentar bons resultados, o seguimento da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) estimada não foi o esperado, que, por sua vez, exibe vários picos resultantes da derivação da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), como se verifica na Figura 4.4:



**Figura 4.4:** Comparação entre o  $a_{V_{Rate}}$  da telemetria com o calculado,

onde a linha vermelha representa o  $a_{V_{Rate}}$  registado pela telemetria e a linha azul o  $a_{V_{Rate}}$  obtido pela expressão (4.5). Analisando a linha azul, apesar do seguimento ser próximo da aceleração real (componente de baixa frequência do sinal), é perceptível a existência de vários picos provenientes da derivação da razão de subida ( $V_{Rate}$ ).

Posto isto, é possível concluir que a metodologia para obter a aceleração vertical da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ) não é a mais indicada, pelo qual prosseguir-se-á para a segunda alternativa.

## 4.2.2 Estimação do Modelo da Dinâmica Longitudinal por Comandos de Razão de Subida

A segunda metodologia para obter a a aceleração vertical da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ) consiste em alterar a natureza da entrada do sistema. Uma vez que durante os pulsos do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), o estado da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) não é registado corretamente, o  $\delta_e$  será defletido através de comandos da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ). Assim, realizaram-se cinco simulações onde o  $V_{Rate_{cmd}}$  assumiu valores entre 0.5 e 2.5 [m/s] e a partir dos dados recolhidos estimaram-se os modelos da dinâmica longitudinal da aeronave que associam os parâmetros da estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) pela seguinte ordem:

$$\delta_e \rightarrow a_{V_{Rate}} \rightarrow V_{rate} \rightarrow h.$$

Relativamente à relação entre o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e o estado da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), esta é obtida por uma FT com dois pólos e um zero (ver [3]):

$$a_{V_{Rate}}(s) = \frac{a_3s + a_4}{s^2 + a_1s + a_2} \delta_e(s). \quad (4.6)$$

De seguida, os restantes estados ( $V_{Rate}$  e  $h$ ) obtêm-se a partir da aceleração, integrando-se sucessivamente. Note-se que este modelo se afigura como alternativa à equação 4.5. Uma vez que a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) é uma velocidade, a sua relação com a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) será um integral puro, isto é, uma FT com um pólo na origem:

$$V_{Rate}(s) = \frac{1}{s} a_{V_{Rate}}(s). \quad (4.7)$$

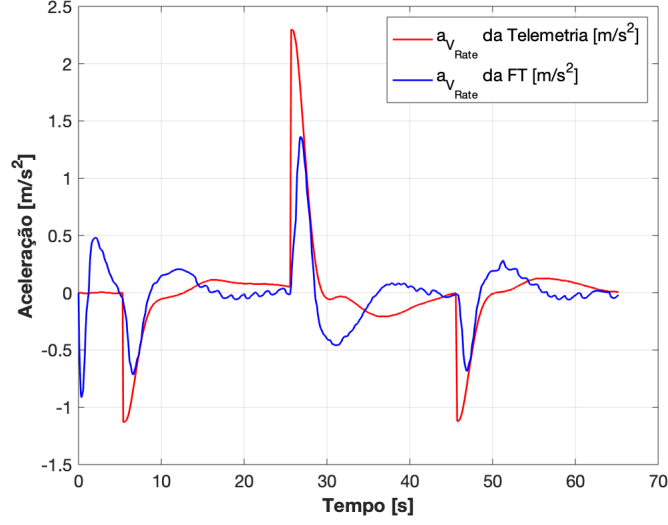
Seguindo a mesma linha de pensamento, visto que a altitude ( $h$ ) é uma posição, esta relaciona-se com a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) através de um integral puro:

$$h = \frac{1}{s} V_{Rate}(s). \quad (4.8)$$

Posto isto, dado que a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) é realimentada com os estados da altitude ( $h$ ), da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), as expressões (4.6), (4.7) e (4.8) permitem caracterizar a dinâmica longitudinal influenciada pelo leme de profundidade ( $\delta_e$ ), necessária para fechar o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ). Para além disso, esta metodologia é mais direta do que a anterior, visto que apenas necessita de estimar o modelo entre as deflexões do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), sendo que os estados da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da altitude ( $h$ ) obtêm-se integrando sucessivamente.

A Figura 4.5

A Figura 4.5 exemplifica o resultado desta metodologia para a mesma simulação da Figura 4.4, onde a linha vermelha representa a aceleração da aeronave real ( $a_{V_{Rate}}$ ) e a linha azul a aceleração do modelo da aeronave obtida pela FT (4.6). Apesar de não existirem picos, como se observava na Figura 4.4, o seguimento da linha azul não é próximo da aceleração registada pela telemetria. Isto deve-se ao facto do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) ser defletido a partir de comandos da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e não diretamente de pulsos. Para além disso, os restantes estados (razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e ângulo de picada ( $\theta$ )) dependem da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), o que provoca uma propagação do erro para esses estados. Além disso, durante o comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ) permanece em malha fechada, continuando a haver realimentação dos estados e controlo de outras superfícies de voo para além do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Posto isto, considera-se que estimar o modelo da aceleração vertical ( $\delta_e$ ) recolhendo os dados a partir de comandos da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) não é uma solução viável, o qual será necessária uma nova metodologia.



**Figura 4.5:** Comparação entre o  $a_{V_{Rate}}$  da telemetria com o calculado pela FT (4.6).

### 4.2.3 Estimação do Modelo da Aceleração Vertical pela Razão de Picada

Após estudadas duas metodologias para determinar a aceleração vertical da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ), procedeu-se para a terceira alternativa, a qual visa obter a aceleração da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ) através da relação com a razão de picada ( $q$ ). Para isso, e novamente com base na referência [3], determinou-se o  $a_{V_{Rate}}$  com base no seguinte raciocínio: Em primeiro lugar, considerando que o ângulo de ataque é reduzido ( $\alpha = 0$ ), altera-se a equação (4.2) para:

$$\dot{h} = TAS \operatorname{sen}(\theta). \quad (4.9)$$

De seguida, derivam-se ambos os termos em ordem ao tempo:

$$\ddot{h} = \dot{\theta} TAS \operatorname{cos}(\theta). \quad (4.10)$$

Uma vez que a aceleração é a segunda derivada da posição, neste caso representada como altitude (ver equação (2.3)), a expressão (4.10) traduz-se em:

$$a_{V_{Rate}} = q TAS \operatorname{cos}(\theta). \quad (4.11)$$

Além desta relação entre a razão de picada ( $q$ ) e a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) também se estimou uma FT que relaciona estes dois estados:

$$a_{V_{Rate}}(s) = \frac{a_2}{s + a_1} q(s), \quad (4.12)$$

passando a existir duas opções de relacionar a razão de picada ( $q$ ) com a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ). Uma vez que neste modelo nenhum outro estado depende da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), esta metodologia não verifica a propagação de erros resultantes do  $a_{V_{Rate}}$ . Assim, a estimação do modelos da dinâmica aeronave prosseguir-se-á pela seguinte ordem: primeiramente, obtém-se a relação entre o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a razão de picada ( $q$ ). Como se verifica no diagrama de blocos da Figura 4.3, esta é determinada por:

$$q(s) = \frac{a_{\theta 3}s}{s^2 + a_{\theta 1}s + a_{\theta 2}} \delta_e(s). \quad (4.13)$$

De seguida, a partir da razão de picada ( $q$ ), determinam-se dois estados: o ângulo de picada ( $\theta$ ) e a aceleração ( $a_{V_{Rate}}$ ). O  $a_{V_{Rate}}$  obtém-se pela expressão (4.11) e o  $\theta$  resulta da integração do  $q$ :

$$\theta(s) = \frac{1}{s} q(s). \quad (4.14)$$

Finalmente, restam apenas os estados da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e a altitude ( $h$ ) da dinâmica longitudinal. O  $V_{Rate}$  relaciona-se com o ângulo de picada ( $\theta$ ) pela expressão (4.2) e a altitude ( $h$ ) obtém-se integrando a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) através da expressão (4.8).

A partir da dedução do modelo da dinâmica descrita anteriormente, os estados do UAV *Arcturus Honda T-15* serão estimados considerando um caso de estudo. Este consiste em dois *doublets* seguidos, cada um com uma duração de 1.5 segundos, do qual o leme de profundidade ( $\delta_e$ ) sofre deflexões de 1 grau de amplitude.

Relativamente ao modelo entre ao leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a razão de picada ( $q$ ), através da aplicação *System Identification*, determinou-se a FT (4.15), a qual possui um RMSE entre o  $q$  verdadeiro e o estimado igual a 0.9683 [graus/s]:

$$q(s) = \frac{-107.5s + 298.7}{s^2 + 16.21s + 59.05} \delta_e(s). \quad (4.15)$$

No que respeita ao modelo da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), comparando a estimada pela FT (4.12) com a determinada pela expressão da segunda derivada da altitude (ver (4.11)), a aceleração estimada pela FT (4.12) é mais próxima da verdadeira. Por este motivo, a estrutura de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) tem implementada a FT (4.12), a qual possui um RMSE entre a aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ) verdadeira e a estimada igual a 0.0008 [ $m/s^2$ ]:

$$a_{V_{Rate}}(s) = \frac{-115.1}{s + 4.655} q(s). \quad (4.16)$$

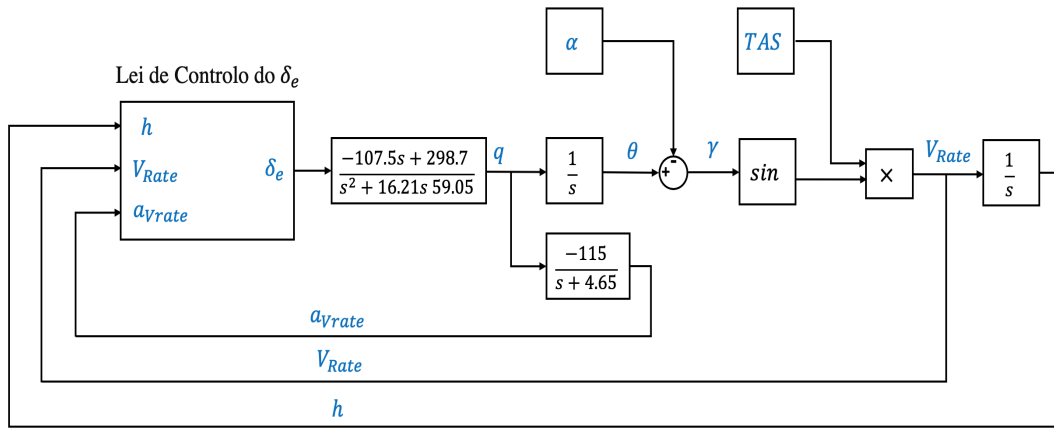
Quanto ao modelo que relaciona a razão de picada ( $q$ ) com o ângulo de picada ( $\theta$ ), estimou-se um modelo próximo do integral puro, sendo que o RMSE entre o  $\theta$  verdadeiro e o estimado é igual a 0.3788 [graus]:

$$\theta(s) = \frac{1.024}{s} q(s). \quad (4.17)$$

Por último, o modelo resultante entre a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e a altitude ( $h$ ) também é próximo de um integral puro, onde o RMSE entre o  $h$  verdadeiro e o estimado é igual a 0.03672 [m]:

$$h(s) = \frac{0.961}{s} V_{Rate}(s). \quad (4.18)$$

Posto isto, após determinados os modelos da dinâmica longitudinal, implementou-se em *Simulink* a estrutura de controlo do leme da altitude ( $h$ ), representada na Figura 4.6:



**Figura 4.6:** Esquema da estrutura de controlo da altitude ( $h$ ).

A introdução de comandos de altitude ( $h_{cmd}$ ) ou de comandos da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) origina diferenças entre as variáveis comandadas e os estados atuais ( $h$  e  $V_{Rate}$ ). De seguida, a lei de controlo calcula a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) cujo objetivo é diminuir estas diferenças. Por sua vez, o  $\delta_e$  provoca alterações nos estados da aeronave, que se irão aproximar aos comandos introduzidos. Neste caso, os modelos calculados nesta secção permitem caracterizar o comportamento da aeronave e os estados que resultam dos mesmos irão entrar na lei de controlo do  $\delta_e$  de forma a atualizar a diferença entre os comandos e os estados estimados. Deste modo, completa-se a estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) com a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e com o modelo dos estados da razão de picada ( $q$ ), da aceleração ( $a_{V_{Rate}}$ ), do ângulo de picada ( $\theta$ ), da razão de altitude ( $V_{Rate}$ ) e da altitude ( $h$ ), pertencentes à dinâmica longitudinal da aeronave.

Além do modelo do sistema como FT, nesta dissertação, consideraram-se ainda outros métodos lineares e não lineares para estimar os estados da aeronave.

Relativamente aos modelos lineares, estudaram-se os seguimentos dos estados estimados a partir de métodos como o as Equações Espaço de Estados e os Métodos Polinomiais, os quais também apresentaram bons resultados. No entanto, a FT prevaleceu perante os restantes modelos, apresentando melhores resultados.

No que respeita aos modelos não-lineares estudados na secção 2.3.3 do Capítulo 2 — Modelo Não-Linear ARX e Modelo *Hammerstein-Wiener* — explorou-se com mais detalhe o Modelo *Hammerstein-Wiener*, o qual identificou melhores modelos para cada simulação em específico, tirando partido do bloco não-linear para caraterizar as não-linearidades identificadas na Figura 4.2. No entanto, quando se procurou validar estes modelos, estes apresentaram piores seguimentos entre os estados estimados e os reais quando comparados com os da FT, os quais se justificam pela especificidade que o Modelo *Hammerstein-Wiener* estima a relação entre os estados da dinâmica, acabando por se revelar num modelo pouco robusto para a generalidade dos casos.

Posto isto, decidiu-se que a FT seria o modelo mais indicado para estimar os estados da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e por conseguinte completar a estrutura de controlo da altitude ( $h$ ). Assim, o próximo capítulo irá validar a estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) em malha fechada para o UAV *Arcturus Honda T-15*.

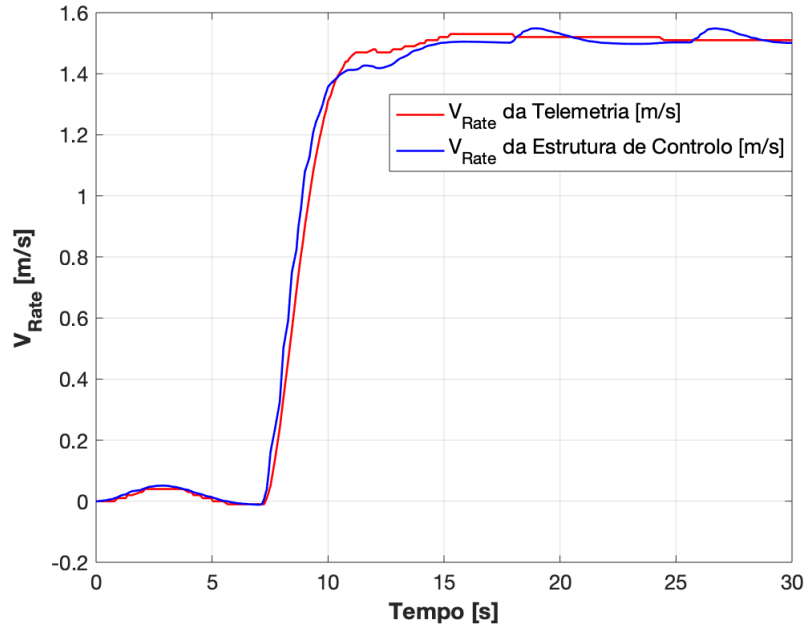
## 4.3 Validação do Sistema de Controlo em Malha Fechada

Após completar a estrutura de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) com os modelos obtidos no final da Secção 4.2.3, validar-se-á a mesma através de três simulações. Uma vez que não é possível introduzir comandos de aceleração ( $a_{cmd}$ ), a primeira simulação consiste em validar a estrutura segundo um comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ). Para tal, comparar-se-á a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) atual com a estimada pela estrutura de controlo e determinar o RMSE entre ambos os estados. De seguida, seguindo o mesmo raciocínio, validar-se-á a lei de controlo para um comando de altitude ( $h_{cmd}$ ). Por último, criou-se um plano de voo onde se variou a altitude ( $h$ ) da aeronave ao longo do voo.

### 4.3.1 Envio de Comandos de Referência

A primeira fase de validação consistiu em enviar comandos de referência de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e, seguidamente, de altitude ( $h_{cmd}$ ).

Em relação ao primeiro teste, a aeronave voava com uma altitude ( $h$ ) constante e igual a 500 metros e introduziu-se um comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) de 1.5 [m/s]. A aeronave, por sua vez, respondeu ao  $V_{Rate_{cmd}}$ , onde após cinco segundos, manteve-se com um  $V_{Rate_{cmd}}$  praticante constante e igual a 1.5 [m/s], como se verifica na Figura 4.7. Este teste visa validar o segundo ciclo mais interno da estrutura de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), o qual tem como entrada o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ).

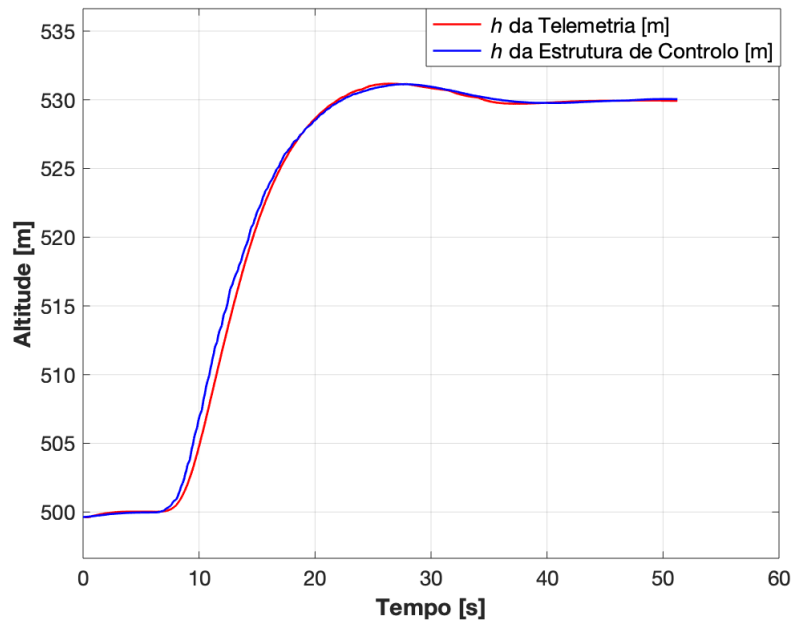


**Figura 4.7:** Comparação entre a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) registrada pela telemetria e a determinada pela estrutura de controle da altitude ( $h$ ).

A Figura 4.7 compara a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) registrada pela telemetria, representada pela linha vermelha, com o  $V_{Rate}$  determinado pela estrutura de controle da altitude ( $h$ ), implementada em *Simulink*. Analisando a Figura 4.7 é perceptível que o seguimento do  $V_{Rate}$  da estrutura de controle é próximo do  $V_{Rate}$  atual da aeronave, do qual obteve-se um RMSE entre os dois estados igual a 0.0429 [m/s], correspondendo a um erro relativo de 2.86 %. Posto isto, uma vez que graficamente a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) calculada pela estrutura de controle é próximo da atual e como o erro entre ambos é reduzido, considera-se que a estrutura de controle da altitude ( $h$ ) descreve bem o comportamento dinâmico da aeronave.

Relativamente ao segundo teste, a aeronave possuía uma altitude ( $h$ ) inicial de 500 metros, à qual foi-lhe introduzida um comando de altitude ( $h_{cmd}$ ) de 530 metros. Uma vez que a altitude ( $h$ ) é o estado pertencente ao ciclo mais externo da estrutura de controle da altitude ( $h_{cmd}$ ), este teste pretende validar toda a estrutura de controle da altitude ( $h$ ). A Figura 4.8 compara graficamente o comportamento verdadeiro da aeronave com o obtido pela estrutura de controle de  $h$ , quando introduzido um comando de altitude ( $h_{cmd}$ ).

Observando a Figura 4.8, é perceptível que quando introduzido um comando de altitude ( $h_{cmd}$ ), o seguimento da altitude ( $h$ ) obtida pelo estrutura de controle é próximo da altitude atual. Além disso, obteve-se um RMSE de 0.6534 metros entre a altitude ( $h$ ) atual e a calculada pelo modelo em malha fechada, implementado em *Simulink*. Considerando que a simulação se realizou para uma altitude superior a 500 metros, obteve-se um erro de 0.13% . Consequentemente, conclui-se que a estrutura de controle



**Figura 4.8:** Comparação entre a altitude ( $h$ ) registrada pela telemetria e a determinada pela estrutura da altitude ( $h$ ).

do leme da altitude ( $h$ ) caracteriza bem a dinâmica longitudinal do UAV *Arcturus Honda T-15* quando introduzido um comando de altitude ( $h_{cmd}$ ).

Após validada a estrutura de controle com base em comandos de referência, prosseguiu-se para a validação pelo seguimento de um plano de voo em simulação.

### 4.3.2 Seguimento de um Plano de Voo

Relativamente ao último método de validação da estrutura de controle da altitude ( $h$ ), realizou-se um plano de voo no simulador do piloto automático, do qual a aeronave percorreu vários *waypoints*, como se encontra na Figura 4.14. Os *waypoints* do zero até ao seis, por sua vez, variavam a cada mil metros percorridos horizontalmente, entre uma altitude ( $h$ ) de 500 e de 550 metros.

Posto isto, as Figuras 4.10 à 4.14 comparam graficamente os estados longitudinais reais da aeronave com os estimados pela estrutura de controle em malha fechada do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Estes estados correspondem à razão de picada ( $q$ ), à aceleração da aeronave ( $a_{V_{Rate}}$ ), ao ângulo de picada ( $\theta$ ), à razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e à altitude ( $h$ ).

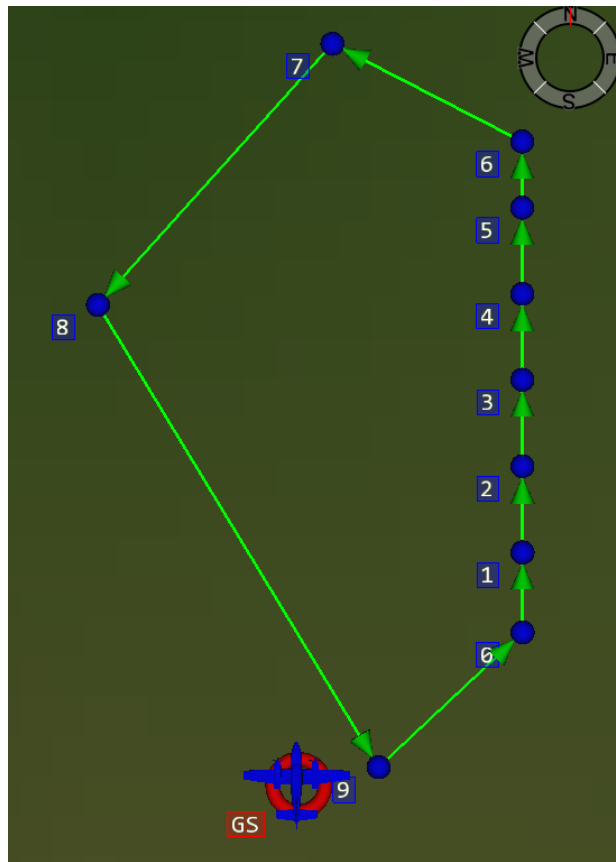


Figura 4.9: Plano de voo e respetivos waypoints.

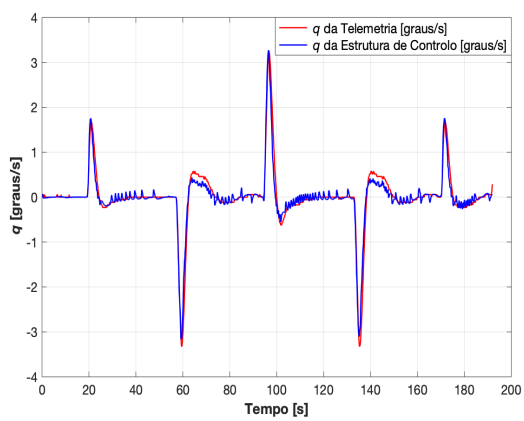


Figura 4.10: Comparação entre a razão de picada ( $q$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo.

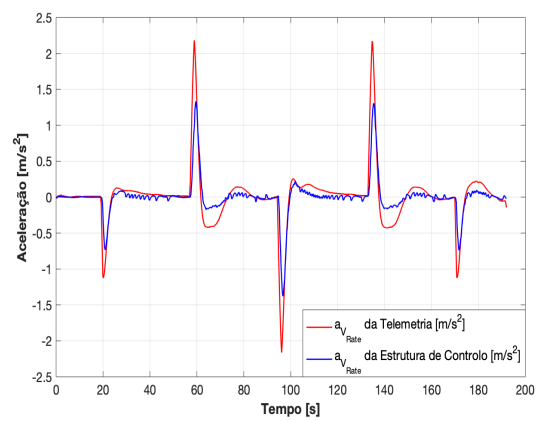
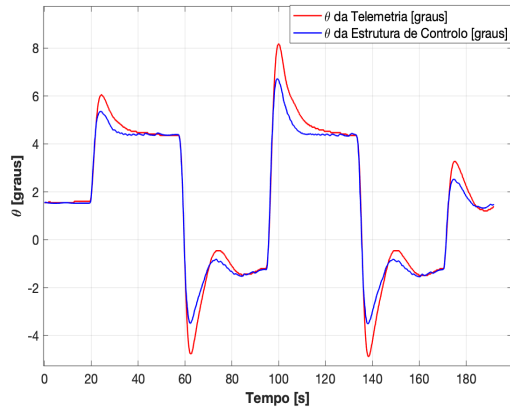
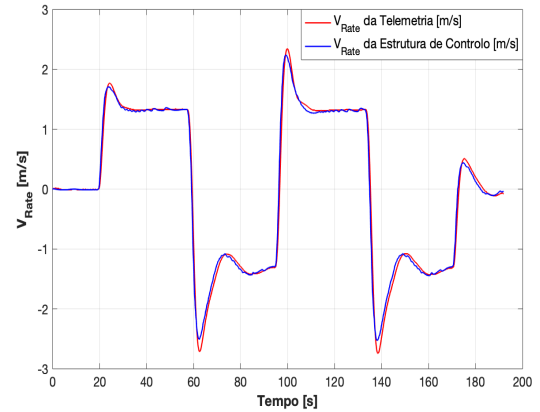


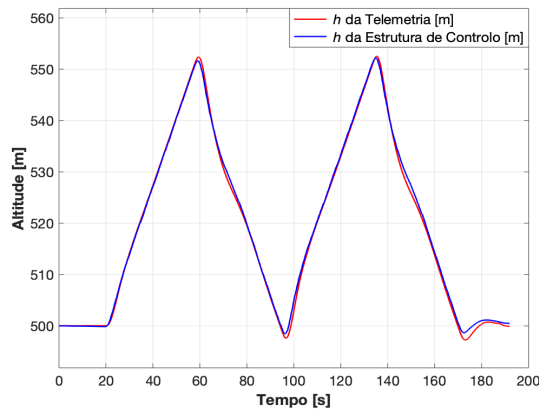
Figura 4.11: Comparação entre a aceleração ( $a_{vRate}$ ) atual e a determinada pela estrutura de controlo.



**Figura 4.12:** Comparação entre o ângulo de picada ( $\theta$ ) atual e o determinado pela estrutura de controle.



**Figura 4.13:** Comparação entre a razão de subida ( $V_{Rate}$ ) atual e a determinada pela estrutura de controle.



**Figura 4.14:** Comparação entre a altitude ( $h$ ) atual e a determinada pela estrutura de controle.

Os gráficos das Figura 4.10 à Figura 4.14 representam a vermelho os estados atuais registados pela telemetria e a azul os estados determinados pela estrutura de controle da altitude ( $h$ ) na Figura 4.6.

Relativamente à Figura 4.10, esta compara os estados da razão de picada ( $q$ ), da qual se observa que o seguimento do  $q$  obtido pela estrutura de controle é próximo do verdadeiro. Para além disso, obteve-se um RMSE entre os dois estados igual a 0.1662 [graus/s], onde, considerando que a razão de picada ( $q$ ) variou em média 2.5 [graus/s], obtém-se um erro percentual de 6.65%.

Por outro lado, a Figura 4.11 compara os estados da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ). Nesta situação, ao analisar graficamente, o seguimento do  $a_{V_{Rate}}$  estimado, na sua generalidade, é próximo do estado atual, exceto após a excitação do estado, quando o erro de aceleração ( $a_{err}$ ) é maior. Posto isto, registou-se um RMSE entre os dois estados de 0.0739 [ $m/s^2$ ], sendo que, considerando que a aceleração variou em média 1.5 [ $m/s^2$ ], o RMSE traduz-se em 4.93%, sendo desta forma um erro reduzido. Esta diferença deve-se ao

facto da aceleração ( $a_{V_{Rate}}$ ) ser obtida por um modelo que se baseou em simulações onde a aeronave não foi excitada pelas melhores entradas do leme de profundidade ( $\delta_e$ ).

Em relação à Figura 4.12, esta compara os estados do ângulo de picada ( $\theta$ ) da aeronave. Observando os gráficos da Figura 4.12 percebe-se que o seguimento do  $\theta$  é próximo do estado atual, havendo, no entanto, algumas discrepâncias após a excitação da aeronave. Estas diferenças refletem-se num RMSE entre os estados igual a 0.45 [graus]. Tendo em consideração que o ângulo de picada ( $\theta$ ) varia cerca de seis graus, obtém-se um erro percentual de 7.5%.

De seguida, na Figura 4.13 estão representados os estados da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), da qual é perceptível que o seguimento do  $V_{Rate}$  estimado é próximo do real. Deste modo, o RMSE registado entre os dois estados assume um valor de 0.1117 [m/s], sendo que, uma vez que o  $V_{Rate}$  variou em média dois [m/s], obteve-se um erro de 5.59 %.

Por último, os estados da altitude ( $h$ ) estão representados na Figura 4.14, da qual se percebe que o seguimento de  $h$  estimado é próximo do atual. Deste modo, obteve-se um RMSE entre os dois estados de 0.6980 [m]. Uma vez que a altitude ( $h$ ) assume valores acima de 500 metros, o RMSE traduz-se num erro percentual de 0.14 %.

Posto isto, perante os resultados obtidos nesta Secção, sumarizados na Tabela 4.1, os modelos da dinâmica longitudinal do UAV *Arcturus Honda T-15* consideram-se válidos e, conseqüentemente, a estrutura de controlo da altitude ( $h$ ). Uma vez validada a estrutura de controlo leme de profundidade ( $\delta_e$ ), prosseguir-se-á para o ajuste dos ganhos da lei de controlo do  $\delta_e$  de modo a melhorar a resposta da aeronave.

**Tabela 4.1:** RMSE entre os estados reais e os estimados pela estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) em malha fechada e respetivos erros relativos médios.

Estados	RMSE	Erro Relativo [%]
$q$	0.1662 [graus/s]	6.65
$a_{V_{Rate}}$	0.0739 [m/s <sup>2</sup> ]	4.93
$\theta$	0.4500 [graus]	7.50
$V_{Rate}$	0.1117 [m/s]	5.59
$h$	0.6980 [m]	0.14

# 5

## Ajuste dos Ganhos da Lei de Controlo do Leme de Profundidade

Nos capítulos 3 e 4 validou-se respetivamente, a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e o modelo dinâmica que relaciona o leme de profundidade ( $\delta_E$ ) da razão de picada ( $q$ ), do ângulo de picada ( $\theta$ ), da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), da altitude ( $h$ ) e da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ). Deste modo, completa-se o ciclo de controlo da altitude ( $h$ ), o qual permite ajustar a resposta dinâmica do sistema em malha fechada conforme o valor dos ganhos da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ).

Este capítulo destina-se ao ajuste dos ganhos da lei de controlo, cujo objetivo é melhorar a resposta da aeronave *Arcturus Honda T-15*, considerando parâmetros de desempenho específicos, e de desenvolver uma metodologia para o ajuste de ganhos longitudinais de aeronaves equipadas com o piloto automático *Piccolo II* e consequentemente os UAV's do CIAFA.

Posto isto, este capítulo divide-se em duas secções, onde inicialmente caraterizar-se-á a resposta do *Arcturus Honda T-15* a um comando de razão de subida ( $V_{Rate}$ ) com os ganhos predefinidos no *Piccolo II*. De seguida, na Secção 5.2 procede-se ao ajuste dos ganhos da lei de controlo do  $\delta_e$  através de duas metodologias alternativas. Por último, ainda na Secção 5.2, a resposta da aeronave com os novos ganhos será estudada e, de seguida, comparada com a resposta com os ganhos predefinidos.

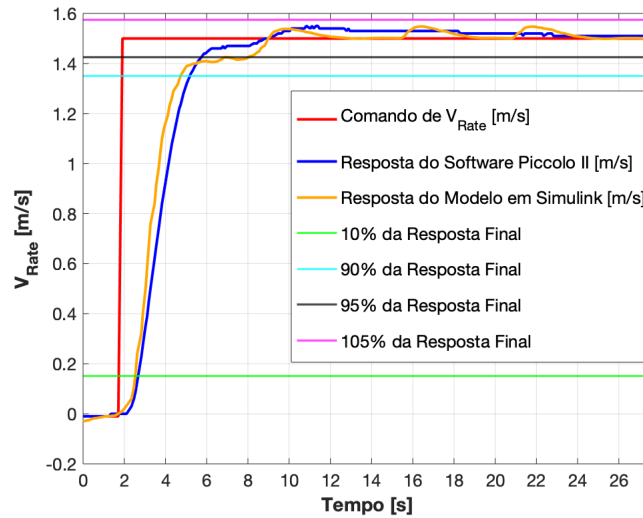
## 5.1 Caraterização da Resposta do Modelo em *Simulink* com Ganhos Predefinidos

Nesta secção, será estudada e caraterizada a resposta do modelo do UAV *Arcturus Honda T-15* a um comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) na forma de *step*. Como se referiu no Capítulo 2, a resposta de um sistema será analisada consoante a sobrelevação ( $S$ ), o tempo de subida ( $t_r$ ) e o tempo de estabelecimento ( $t_s$ ).

Primeiramente, começou-se por caraterizar a resposta do modelo da aeronave em *Simulink* quando se introduz um *step* unitário da razão de subida comandada ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) para os valores dos ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$  predefinidos. Por sua vez, este *step* provoca uma variação brusca do erro de razão de subida ( $V_{Rate_{err}}$ ) na lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). Consequentemente, a lei de controlo determina a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) com vista em seguir o comando introduzido, reduzindo o erro de seguimento. Consoante o  $\delta_e$  determinado pela lei de controlo, os vários estados da aeronave alteraram-se de modo a seguir o comando (*step*).

Deste modo, obteve-se uma resposta do modelo subamortecida com uma sobrelevação ( $S$ ) de 6.17%. Para além disso, verifica-se que o tempo de subida ( $t_r$ ) é 1.89 segundos e o tempo de estabelecimento ( $t_s$ ) 4.78 segundos (ver Figura 5.1).

De seguida, realizou-se uma simulação idêntica à descrita anteriormente recorrendo ao simulador do *Piccolo II* (PCC), onde se colocou a aeronave a voar com uma altitude ( $h$ ) de 500 metros e uma TAS de 26 [m/s] e introduziu-se um  $V_{Rate_{cmd}}$  igual a 1.5 [m/s]. A resposta do PCC apresenta uma sobrelevação



**Figura 5.1:** Resposta computacional (laranja) e a obtida em simulação de voo (azul) para para os ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$  predefinidos.

de 4%, um tempo de subida ( $t_r$ ) de 2.51 segundos e um tempo de estabelecimento ( $t_s$ ) de 3.96 segundos.

Relativamente à resposta estimada pelo modelo computacional, esta apresenta valores idênticos excepto no parâmetro tempo de estabelecimento ( $t_s = 5.87$ ) devido ao erro de estimação dos estados longitudinais presente nos modelos da dinâmica da aeronave.

A Figura 5.1 apresenta a comparação da resposta do sistema em malha fechada implementada no *simulink*, representada a laranja, com a resposta registada na telemetria do simulador do *Piccolo II*, representada a azul. Para facilitar a análise, são incluídas linhas de referência relativas à resposta final desejada.

No que respeita à resposta do sistema em estudo, é desejável que dado um determinado comando em razão de subida ( $V_{Rate}$ ) ou em altitude ( $h$ ), a aeronave convirja o rapidamente para a referência de controlo, com a menor sobre-elevação possível. Esta resposta permitirá melhorar o desempenho de voo do UAV, o qual irá seguir as referência de controlo com mais rapidez e eficiência. Além disso, a diminuição de sobre-elevação e de oscilações em torno do estado de referência aumenta a segurança durante o voo, especialmente em baixas altitudes ( $h$ ), como por exemplo durante uma aterragem.

Uma vez que atualmente a aeronave não apresenta esta resposta, irão-se ajustar os ganhos de modo a que esta seja a mais próxima da desejada.

## 5.2 Ajuste dos Ganhos

Após verificar que tanto o modelo como a aeronave em simulação são sistemas subamortecidos, prosseguir-se, numa primeira fase, para o ajuste dos ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EPT$  da lei de controlo do leme de profun-

didade ( $\delta_e$ ) do modelo computacional.

Após validada a estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) e identificados os ganhos da lei de controlo que alteram a dinâmica da aeronave: *Acceleration Err Int to Elevator* ( $K_{iz}$ ), *Vertical Rate err to Acceleration Cmd* ( $K_{pv}$ ), *Elevator Effectiveness* ( $EE$ ) e *Altitude Err to Vertical Rate Cmd* ( $K_{pa}$ ), ajustar-se-ão os ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$ , os quais assumem os seguintes valores predefinidos para o *Arcturus Honda T-15*:  $K_{iz} = 1.5$ ,  $K_{pv} = 0.75$  e  $EE = 8.3154 [1/rad]$ . No que respeita ao ganho  $K_{pa}$ , uma vez que este se encontra no ciclo mais externo da estrutura de controlo da altitude ( $h$ ) e como o PCC permite enviar comando de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ), quando se consideram apenas os dois ciclos internos, o  $K_{pa}$  não influencia a lei de controlo e, conseqüentemente, não será ajustado. Relativamente aos ganhos *Elevator Prediction Trust* ( $EPT$ ) e *Acceleration Err to Elevator* ( $K_{pz}$ ), uma vez que a estrutura de controlo foi validada quando ambos os ganhos assumem valores nulos, apesar do valor predefinido de ambos ser 0.25, estes não serão ajustados e continuarão nulos.

A primeira metodologia abordada será o *Root Locus*, através da *toolbox Control System Designer* do *Simulink*, encontrando-se representada na Figura 5.2.

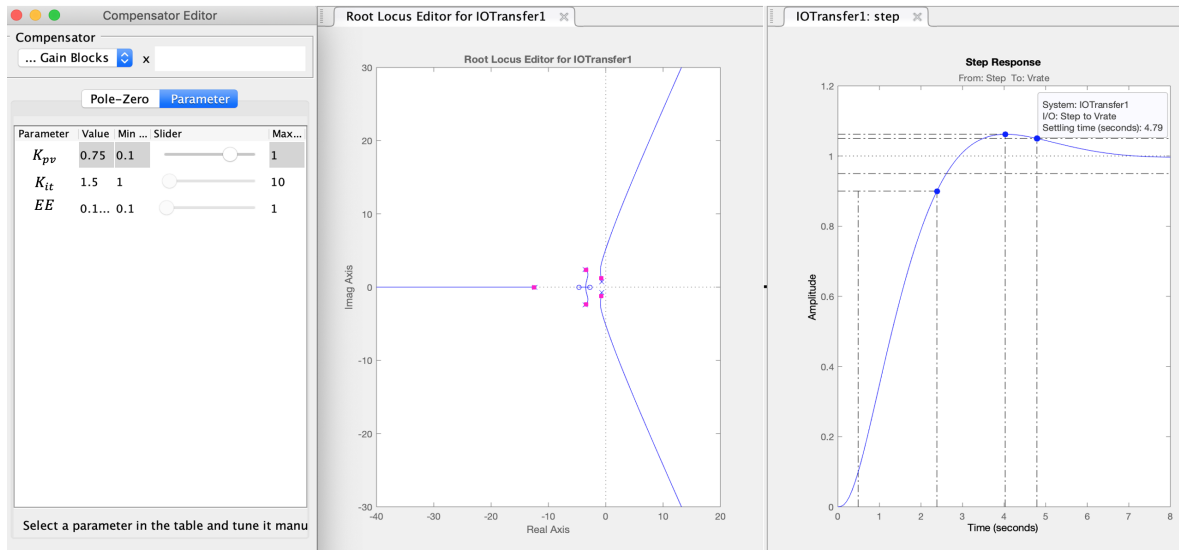


Figura 5.2: Janelas do *toolbox Control System Designer*.

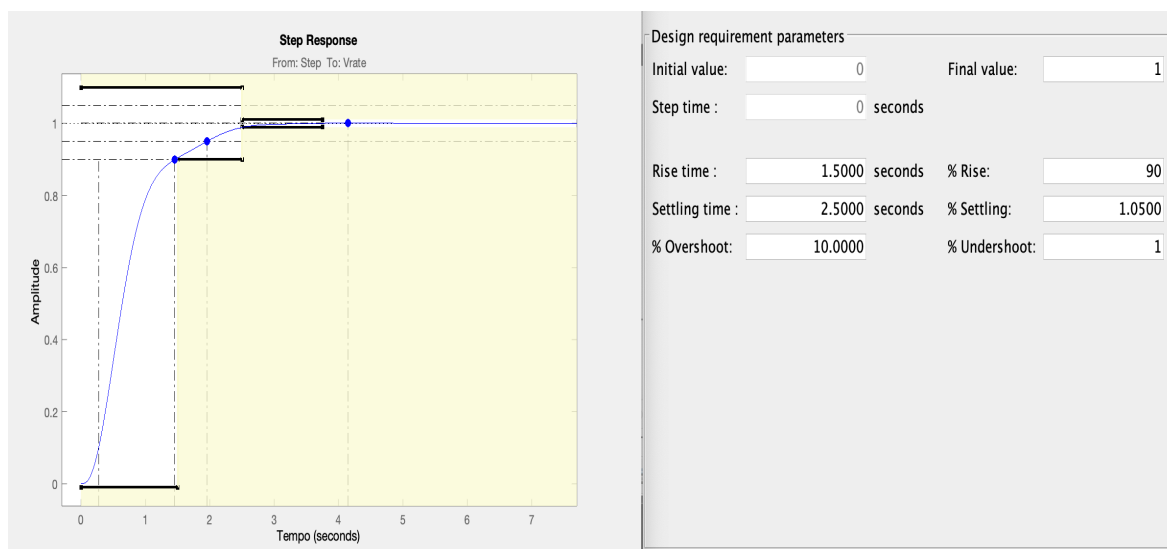
Esta metodologia consiste em ajustar os ganhos através da janela *Compensator Editor* ao mesmo tempo que se observa a resposta do modelo a um *step* unitário e a posição dos pólos na janela do *Root Locus*. Em primeiro lugar, alterar-se-á o ganho integral  $K_{iz}$ , que aumentando o seu valor, diminui-se a oscilação e conseqüentemente a sobrelevação ( $S$ ) da resposta do sistema. No entanto, o ganho integral  $K_{iz}$  torna a resposta mais lenta. Assim, torna-se necessário aumentar o ganho proporcional  $K_{pv}$  que possibilita aumentar a rapidez do modelo em malha fechada. Apesar disso, o aumento do ganho proporcional  $K_{pv}$  provoca oscilações na resposta e se este assumir valores elevados, o sistema apresentará um comportamento agressivo, podendo provocar saturações nas superfícies de controlo e nos comandos

dos estados da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), exigindo assim um compromisso na escolha do seu valor. Em relação ao ganho  $EPT$ , verifica-se que o sistema é sensível a este ganho, o que é expectável, uma vez que está presente nas duas contribuições da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ).

Deste modo, é necessário um compromisso entre os valores dos três os ganhos para obter uma resposta do sistema rápida, mas sem oscilações.

Posto isto, os ganhos estimados para obter uma resposta próxima da criticamente amortecida são:  $K_{iz} = 3$ ,  $K_{pv} = 1.1$  e  $EE = 8.3 [1/rad]$ . Para este conjunto de ganhos a resposta do modelo possui uma sobrelevação ( $S$ ) de 0.169% e tempos de subida ( $t_r$ ) e de estabelecimento ( $t_s$ ) de 1.29 e 2 segundos, respetivamente.

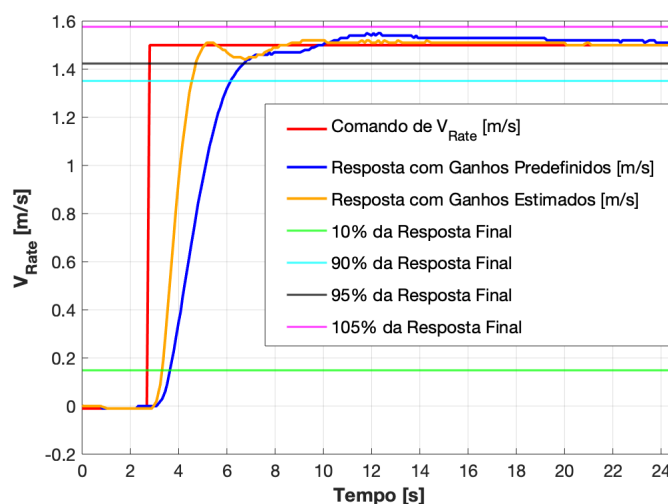
Antes de realizar simulações com os ganhos estimados computacionalmente, procedeu-se para a segunda análise através do método *Optimization-Cased Control System Design* estudado no Capítulo 2, o qual também está presente na *toolbox Control System Designer*. Este é um método computacional do qual, através de restrições da resposta do modelo definidas pelo utilizador, procura os parâmetros que melhor satisfazem essas restrições. A Figura 5.3 permite observar a janelas onde se observa a resposta do modelo e se definem as restrições.



**Figura 5.3:** Janela do método *Optimization-Cased Control System Design*.

Na Figura 5.3 encontram-se duas janelas do método *Optimization-Cased Control System Design*. A janela *Step Response*, permite visualizar a resposta do sistema (linha azul) ao longo das iterações, bem como as restrições selecionadas (área amarela clara). Por outro lado, a janela *Design requirement parameters* permite definir as restrições ideais que se desejam obter. À medida que se realizam iterações com as novas restrições, o utilizador pode atualizar o seu valor (tornado-as mais exigentes), até obter a resposta do sistema desejada. No entanto, à medida que se aumenta a exigência, aumenta-se também a complexidade computacional.

Deste modo, para o caso em estudo, selecionaram-se parâmetros mais exigentes do que os obtidos pelo método *Root Locus*, sendo que o método automático da ferramenta não convergiu para uma solução. Posto isto, após vários processos iterativos, os ganhos resultantes desta ferramenta são os mesmos que os estimados anteriormente ( $K_{iz} = 3$ ,  $K_{pv} = 1.1$  e  $EE = 8.3 [1/rad]$ ), pelo qual prosseguir-se-á para a realização de uma simulação de voo com os novos ganhos implementados na lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ). A resposta do  $V_{Rate}$  com os novos ganhos encontra-se na Figura 5.4.



**Figura 5.4:** Comparação entre resposta a obtida em simulação de voo com os novos ganhos e com os ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$  predefinidos (azul).

Na Figura 5.4 a linha laranja corresponde à resposta da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) em simulação de voo para os novos ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$  e a linha azul é a resposta com os ganhos predefinidos. Como seria espectável, a resposta da aeronave simulada com os ganhos estimados apresenta graficamente menores tempos de subida ( $t_r$ ) e de estabelecimento ( $t_s$ ), bem como menor sobrelevação ( $S$ ). Assim, a Tabela 5.1 compara as características da resposta da aeronave simulada com os novos ganhos estimados, apresentadas na Figura 5.4, com a resposta da aeronave com os ganhos predefinidos, exposta na Figura 5.1.

**Tabela 5.1:** Comparação entre as respostas da aeronave simuladas com os ganhos predefinidos e com os estimados.

	Ganhos Predefinidos ( $K_{iz} = 1.5$ ; $K_{pv} = 0.75$ ; $EE = 8.3154 [1/rad]$ )	Ganhos Estimados ( $K_{iz} = 3$ ; $K_{pv} = 1.1$ ; $EE = 8.3 [1/rad]$ )
Tempo de Estabelecimento ( $t_s$ ) [s]	2.512	1.247
Tempo de Subida ( $t_r$ ) [s]	3.956	2.052
Sobreelevação ( $S$ ) [%]	4	1.33

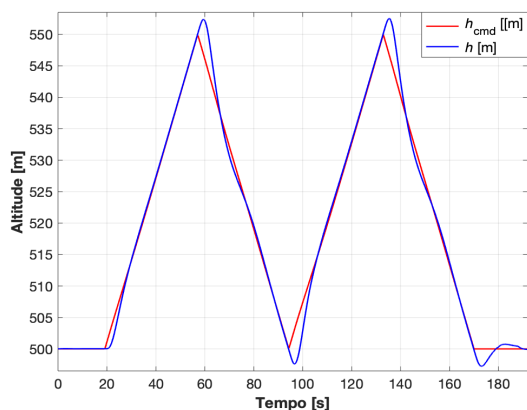
Na Tabela 5.1, observa-se que tanto o tempo de estabelecimento ( $t_s$ ) como o de subida ( $t_r$ ) assumem valores mais reduzidos com o novos ganhos estimados, sendo a resposta da aeronave simulada mais

rápida. Além disso, a sobre-elevação do  $V_{Rate}$  é menor com os ganhos estimados. Posto isto, para os ganhos estimados, a resposta da aeronave simulada obteve as seguintes melhorias, face à resposta com os ganhos predefinidos:

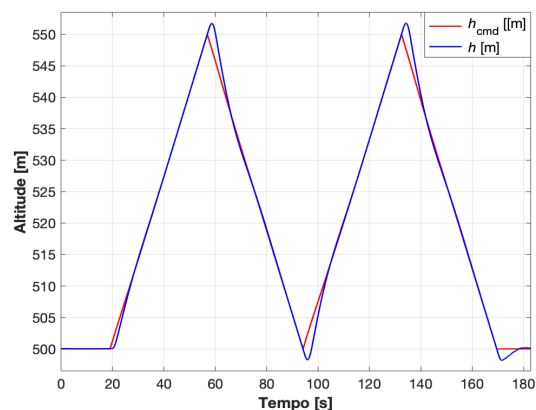
- Diminuição de 1.265 segundos do tempo de estabelecimento ( $t_s$ ), correspondendo a uma melhoria de 50.36%;
- Redução de 1.028 segundos do tempo de subida ( $t_r$ ), havendo uma melhoria de 48.73% neste parâmetro;
- Descida dos 4% para os 1.33% da sobre-elevação ( $S$ ) da resposta, melhorando desta forma 66.75%.

Estas melhorias são significativas e permitem aperfeiçoar a resposta da aeronave durante uma situação de voo. Deste modo, com o objetivo de avaliar o desempenho da aeronave com os novos ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$ , repetiu-se o plano de voo executado na Secção 4.3 com os ganhos estimados. Posto isto, comparar-se-á o seguimento dos estados da altitude ( $h$ ), da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da aceleração vertical ( $a$ ) de ambos os planos de voo.

Em primeiro lugar, em relação ao estado comandado na simulação através dos *waypoint* (comando da altitude ( $h_{cmd}$ )), as Figura 5.5 e 5.6 comparam graficamente o seguimento do estado da altitude ( $h$ ) quando se implementam os ganhos  $K_{iz}$ ,  $K_{pv}$  e  $EE$  predefinidos e os ganhos estimados, respetivamente.

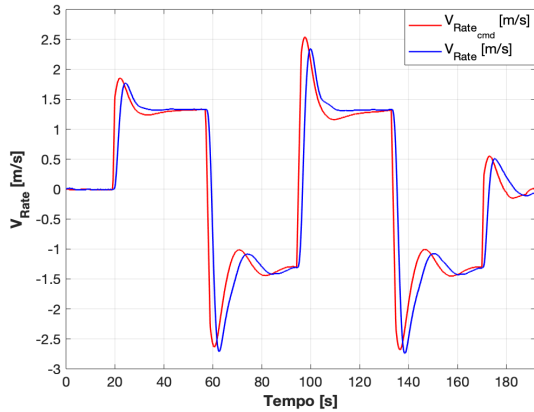


**Figura 5.5:** Seguimento da altitude ( $h$ ) com os ganhos predefinidos.

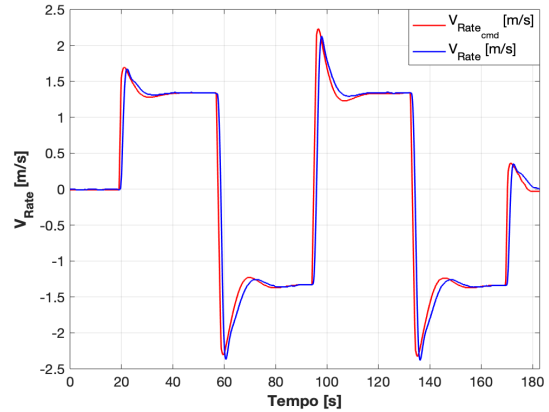


**Figura 5.6:** Seguimento da altitude ( $h$ ) com os ganhos estimados.

Ao comparar os gráficos das Figuras 5.5 e 5.6, é perceptível que os novos ganhos melhoram o seguimento da altitude ( $h$ ), o qual é mais rápido a responder às mudanças de altitude ( $h$ ) entre os *waypoints* e apresenta menores oscilações ao longo do voo, aumentando, desta forma, a segurança durante o voo, principalmente a baixas altitudes, como por exemplo durante a descolagem e a aterragem. Além disso, com os novos ganhos o RMSE entre o comando da aceleração ( $h_{cmd}$ ) e a aceleração ( $h$ ) diminuiu de 1.73 metros para 1.17 metros, correspondendo a uma melhoria de 30%.



**Figura 5.7:** Seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) com os ganhos predefinidos.

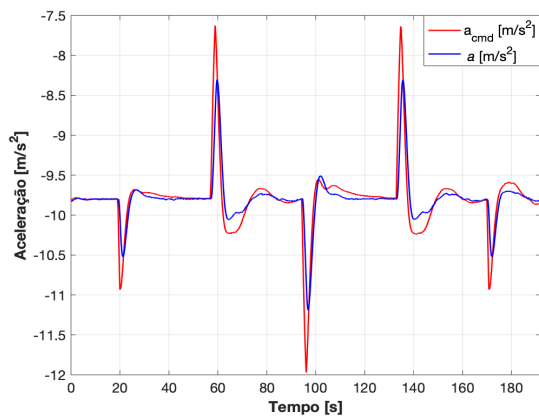


**Figura 5.8:** Seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) com os ganhos estimados.

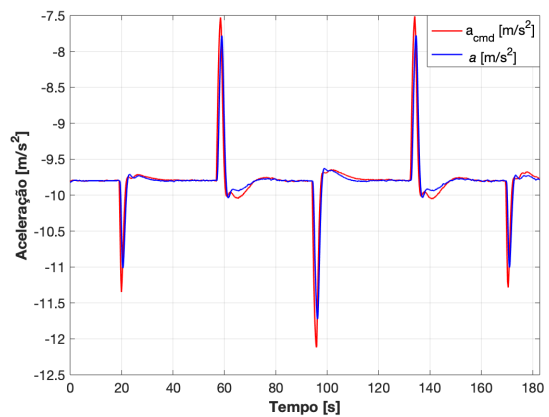
Relativamente à razão de subida ( $V_{Rate}$ ), as Figuras 5.7 e 5.8 representam o seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) através dos ganhos predefinidos e dos estimados.

Analisando as Figuras 5.7 e 5.8, observa-se, em primeiro lugar, que o seguimento da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) obtida pelos novos ganhos é melhor ao dos ganhos predefinidos no simulador, do qual existe uma diminuição do *delay* entre o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e o estado atual da razão de subida ( $V_{Rate}$ ), de 1.79 para 1.05 segundos. Para além disso, uma vez que o comando razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) é determinada pelo erro da altitude ( $h_{err}$ ) e como este é menor com os novos ganhos, a amplitude do  $V_{Rate_{cmd}}$  necessária para o mesmo plano de voo é menor, diminuindo os esforços na aeronave e aumentando a sua eficiência. Por último, regista-se uma diminuição do RMSE entre o comando da razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e a razão de subida  $V_{Rate}$  de 0.5461 [m/s] para 0.3465 [m/s], havendo uma melhoria de 36.6%.

Por fim, as Figuras 5.7 e 5.8 expõem graficamente o seguimento da aceleração vertical ( $a$ ) com os ganhos predefinidos e com os estimados, respetivamente.



**Figura 5.9:** Seguimento da aceleração vertical ( $a$ ) com os ganhos predefinidos.



**Figura 5.10:** Seguimento da aceleração vertical ( $a$ ) com os ganhos estimados.

Analisando as Figuras 5.9 e 5.10, constata-se que os novos ganhos permitem obter melhor seguimento da aceleração, diminuindo ligeiramente o RMSE entre o comando da aceleração vertical ( $a_{cmd}$ ) e o estado da aceleração vertical ( $a$ ) de  $0.22 [m/s^2]$  para  $0.19 [m/s^2]$ . Quanto às simulações realizadas com os ganhos predefinidos, estas apresentam *delays* reduzidos para os estados da altitude ( $h$ ) e da aceleração vertical ( $a$ ), visto que ao plano de voo é pouco exigente no seu seguimento. Deste modo, de forma a verificar melhorias mais significativas, seria necessário realizar uma nova comparação onde a variação de altitude seja mais acentuada.

Em suma, no decorrer deste capítulo, estudou-se o comportamento do *Arcturus Honda T-15* com os ganhos predefinidos, o qual se verificou que poderia ser melhorado. Posto isto, prosseguiu-se para o ajuste de ganhos da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) através de duas metodologias, das quais se melhorou a resposta da aeronave *Arcturus Honda T-15* a comandos de  $V_{Rate}$  e ao longo de um plano de voo. Estes resultados servirão para complementar o processo de ajuste de ganhos do piloto automático *Piccolo II*, desenvolvido pelo autor da referência [1], contribuindo desta forma para as várias missões do CIAFA.

### 5.2.1 Aplicação às aeronaves do CIAFA

Importa salientar que a metodologia desenvolvida nesta dissertação teve como base a realização de simulações utilizando a ferramenta disponibilizada pelo fabricante do *Piccolo II*. Como tal, todas as leis de controlo estudadas neste trabalho de investigação se aplicam directamente às aeronaves do CIAFA equipadas com este piloto automático.

Dada a estrutura de desenvolvimento modular adotada nesta dissertação, a aplicação desta metodologia aos UAVs do CIAFA passa por “substituir” o bloco relativo à dinâmica da aeronave considerada nesta dissertação (UAV *Arcturus Honda T-15*) por um modelo equivalente dos UAV *ANTEX-X02* (ver Figura 2.1).

Efectivamente, dado o atual contexto de COVID-19 e o empenhamento dos investigadores do CIAFA em missões operacionais de vigilância de incêndios rurais durante a execução desta dissertação, considerou-se que seria inviável a realização de ensaios em voo para recolha de dados de telemetria adequados para esse efeito. Tal deverá ser realizado no âmbito de trabalho futuro, no seguimento desta dissertação.



# 6

## Conclusão

O presente capítulo descreve as contribuições do trabalho desenvolvido e apresenta propostas de trabalhos futuros no seguimento desta dissertação.

## 6.1 Trabalho Realizado

Esta dissertação pretende complementar o trabalho realizado na referência [1], desenvolvendo um método que permite sistematizar o processo de ajuste de ganhos do controlo dos estados longitudinais do piloto automático *Piccolo II*, presente nos UAV's do CIAFA.

Por conseguinte, começou-se por estudar no Capítulo 3 as duas leis de controlo referentes ao movimento longitudinal que permitem controlar a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e a do *throttle* ( $\delta_t$ ). As leis de controlo encontram-se implementadas internamente no *Piccolo II* e uma vez que não são disponibilizadas pelo fabricante *Collins Aerospace*, foi necessário proceder à validação das mesmas tendo por base a dissertação de mestrado [2] e a documentação do *Piccolo II*. Deste modo, adotou-se uma abordagem sequencial de validação dos diferentes parâmetros das leis de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e *throttle*( $\delta_t$ ), partindo da malha mais interna para a exterior. No caso da lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), as diversas simulações realizadas apresentam uma variação idêntica à obtida da telemetria do *Piccolo II*, registando-se no pior dos casos um erro relativo de 6%. No caso da lei de controlo do *throttle*( $\delta_t$ ), foram exploradas diferentes alternativas de implementação que permitiram validar parcialmente esta lei de controlo, havendo uma melhoria de 68% do RMSE obtido pela nova lei de controlo, quando comparada com a proposta em [2].

De seguida, no Capítulo 4 estimaram-se e validaram-se os modelos dos estados da dinâmica longitudinal do UAV *Arcturus T-50*. Estes, por sua vez, caracterizam o comportamento dos estados da razão de picada ( $q$ ), do ângulo de picada ( $\theta$ ), da aceleração vertical ( $a_{V_{Rate}}$ ), da razão de subida ( $V_{Rate}$ ) e da altitude ( $h$ ) consoante a deflexão do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), calculada pela respetiva lei de controlo. Em particular, foi possível validar a resposta do sistema computacional em malha fechada, comparando-a com a telemetria obtida do *Piccolo II*, considerando o seguimento de comandos de razão de subida ( $V_{Rate_{cmd}}$ ) e altitude ( $h$ ). Nas simulações realizadas, obteve-se uma diferença inferior a 2% entre as saídas de ambos os sistemas. Este resultado permite afirmar que o sistema computacional em malha fechada, implementado nesta dissertação, caracteriza adequadamente a dinâmica longitudinal de um UAV equipado com um piloto automático *Piccolo II*.

Finalmente, no Capítulo 5, a partir da estrutura de controlo validada no Capítulo 4, procedeu-se para o ajuste dos ganhos visando o melhoramento da resposta dinâmica da aeronave. Esse ajuste realizou-se a partir de dois métodos: *Root Locus* e *Optimization-Cased Control System Design*, presentes na *toolbox Control System Designer* do *Simulink*. No final deste Capítulo obtiveram-se resultados, os quais apresentam melhorias de de 50% nos tempos de resposta da aeronave, e de 66% na oscilação da mesma, permitindo que a aeronave voe com mais segurança e eficiência.

Em suma, o trabalho realizado na presente dissertação permitiu validar a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ) e apresentou uma proposta de validação da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ), a qual apresenta melhorias significativas comparativamente com a proposta da referência [2]. Além disso, a implementação computacional da lei de controlo da altitude ( $h$ ) do *Piccolo II* realizada nesta dissertação, servirá de ponto de partida para sistematizar o processo de ajuste dos ganhos do movimento longitudinal de aeronaves do CIAFA.

## 6.2 Perspectivas para Trabalhos Futuros

O trabalho desenvolvido ao longo da presente dissertação contribui para a investigação e desenvolvimento científico do CIAFA, sendo que continuam a existir melhorias a realizar.

Em primeiro lugar, o trabalho realizado permitiu progredir substancialmente no estudo da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ). No entanto, esta não se encontra válida, pelo que se considera pertinente desenvolver uma metodologia de estudo desta lei de controlo de forma a prosseguir para o ajuste dos ganhos da mesma.

Seguindo a mesma linha de pensamento, após a validação da lei de controlo do *throttle* ( $\delta_t$ ), a estimação dos modelos dos estados desta lei será necessária para posteriormente ajustar os ganhos.

No que respeita ao sistema em malha fechada referente ao controlo de altitude, sugere-se a utilização de dados recolhidos de ensaios em voo com aeronaves do CIAFA, de modo a estimar o seu modelo longitudinal da dinâmica e, adotando o procedimento detalhado nesta dissertação, proceder ao ajuste dos ganhos dessas plataformas.

De forma complementar ao ponto anterior, a lei de controlo do leme de profundidade ( $\delta_e$ ), validada nesta dissertação, poderá ser integrada na ferramenta computacional desenvolvida em [12] de modo a centralizar a capacidade de ajuste sistematizado de ganhos dos UAV's do CIAFA.

Por último, poderá-se estudar técnicas de controlo ótimo de ajuste de ganhos mais complexas para além das referidas no Capítulo 2, como o *Linear-Quadratic Regulator* (LQR) e outras envolvendo técnicas de inteligência artificial e de *machine learning*, com o intuito de se obterem ainda melhores resultados da dinâmica da aeronave.



# Bibliografia

- [1] F. Ferreira, “Desenvolvimento de Ferramenta Computacional para Ajuste Automático de Controladores em Veículos Aéreos Não-Tripulados,” Tese de mestrado, Academia da Força Aérea, Novembro 2019.
- [2] A. Mornhinweg, “*A Practical Guide to the Piccolo Autopilot*,” Tese de mestrado, Oklahoma State University, Julho 2014.
- [3] R. W. Beard e T. W. McLain, *Small Unmanned Aircraft*. 41 William Street, Princeton, New Jersey 08540: Princeton University Press, 2011.
- [4] J. Oliveira, *Apontamentos de Estabilidade de Voo*. Instituto Superior Técnico, Setembro 2016.
- [5] R. K. R. Mark B. Tischler, *Aircraft and Rotorcraft System Identification - Engineering Methods with Flight Test Examples*. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191-4344: AIAA Education Series, 2006.
- [6] N. V. Hoffer, “*System Identification of a Small Low-cost Aerial Vehicle Using Flight Data from Low-cost Sensors*,” Tese de mestrado, Utah State University, Maio 2014.
- [7] R. Cory e R. Tedrake, “*Experiments in Fixed-Wing UAV Perching*.” MIT Computer Science and Artificial Intelligence Lab, Cambridge, MA, 02139, USA: AIAA.
- [8] I. Ribeiro e A. Pascoal, “Resposta no Tempo.” Instituto Superior Técnico, 2013.
- [9] E. Torenbeek e H. Wittenberg, *Flight Physics*. Delft University of Technology: Springer, 2009.
- [10] F. A. Portuguesa. (2020, Outubro) UAV em Missão no Mar Português. [Online]. Disponível: <https://www.emfa.pt/noticia-569-uav-em-missao-no-mar-portugues>
- [11] F. A. Portuguesa. (2020, Outubro) Força Aérea opera UAS na Serra de Lousã para Detetar Incêndios. [Online]. Disponível: <https://www.emfa.pt/noticia-2698-forca-aerea-opera-uas-na-serra-da-lousa-para-detetar-incendios>

- [12] R. Ferreira, T. Oliveira, e S. Chá, “*An Integrated Tool to Compute The Dynamic Model and Assess the Lateral Controller Parameters of a UAV Equipped with a Piccolo Autopilot.*” Athens, Greece, 2020.
- [13] R. Austin, *Unmanned Aircraft Systems: UAVS Design, Development and Deployment*. John Wiley & Sons, 2010.
- [14] F. Ferreira, “Projeto Conceptual de Uma aeronave de Asa Fixa com Descolagem Vertical,” Tese de mestrado, Academia da Força Aérea, Maio 2019.
- [15] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) CIAFA - Centro de Investigação. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-534-centroinv>
- [16] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) PITVANT - Projeto de Investigação e Tecnologia em Veículos Aéreos Não-Tripulados. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-555-pitvant>
- [17] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) PERSEUS - *Protection of European Borders and seas through Intelligent Use of Surveillance*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-556-perseus>
- [18] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) NECSAVE - *Network Enabled Cooperation System of Autonomous Vehicles*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-557-necsav>
- [19] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) SEAGULL - *Computer Vision for the Operation of Unmanned Aerial Vision for the Operation of Unmanned Aerial Vehicles in Maritime and Wildfire Ccenarios*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-566-voamais>
- [20] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) TROANTE. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-565-troante>
- [21] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) VOAMAS - *Computer Vision For The Operation of Unmanned Aerinal Vehicles in Maritime and Wildfire Scenarios*. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-566-voamais>
- [22] A. da Força Aérea. (2020, Outubro) FIREFRONT - Mapeamento e Predição da Progressão de Incêndios em Tempo Real por Veículos Aéreos Não-Tripulados. [Online]. Disponível: <https://www.academiafa.edu.pt/p-567-firefront>
- [23] I. S. Técnico. (2020, Outubro) Firefront: Um Sistema Inteligente Que Será Uma Mais-valia na Detecção e Combate de Incêndios Florestais. [Online]. Disponível: <https://tecnico.ulisboa.pt/pt/noticias/firefront-um-sistema-inteligente-que-sera-uma-mais-valia-na-detecao-e-combate-de-incendios-florestais/>
- [24] UAVision. (2020, Outubro) *UAVision Aeronautics*. [Online]. Disponível: <https://www.uavision.com>

- [25] ISR. (2020, Outubro) *Institute for Systems and Robotics*. [Online]. Disponível: <https://welcome.isr.tecnico.ulisboa.pt>
- [26] C. Aerospace. (2020, Outubro) <http://www.cloudcaptech.com>. [Online]. Disponível: <http://www.cloudcaptech.com>
- [27] A. Barchet, D. Bridenbecker, V. Miley, e B. Vaglienti, *PCC User's Guide*, Cloud Cap Technology, 2012.
- [28] MathWorks. (2020, Outubro) *Simulation and Model-Based Design*. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/products/simulink.html>
- [29] MathWorks. (2020, Outubro) *Getting Started with the Control System Designer*. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/help/control/ug/getting-started-with-the-control-system-designer.html>
- [30] T. Oliveira, A. P. Aguiar, e P. Encarnação, “*Three Dimensional Moving Path Following for Fixed-Wing Unmanned Aerial Vehicles*.” ICRA — IEEE, 2017.
- [31] J. R. Azinheira, “*Controlo de Voo*.” Instituto Superior Técnico, 2016.
- [32] R. V. Jategaonkar, *Flight Vehicle System Identification: A Time-Domain Methodology*, 2nd ed. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191-4344: AIAA, 2015, vol. 245.
- [33] K. J. Keesman, *System Identification: An Introduction*. Springer Science & Business Media, 2011.
- [34] H. Wu, D. Sun, e Z. Zhou, “*Model Identification of a Micro Air Vehicle in Loitering Flight Based on Attitude Performance Evaluation*.” IEEE, 2004.
- [35] M. Mana, A. Desbiens, e E. Gagnon, “*Identification of a UAV and Design of a Hardware-in-the-Loop System for Nonlinear Control Purposes*.” AIAA, 2005.
- [36] H. Chao, Y. Luo, L. Di, e Y. Q. Chen, “*Roll-channel Fractional Order Controller Design for a Small Fixed-wing Unmanned Aerial Vehicle*.” ELSEVIER, 2010.
- [37] M. Liu, G. Egan, e Y. Ge, “*Identification of Attitude Flight Dynamics for An Unconventional UAV*.” IEEE, 2006.
- [38] L. Ljung, “*System Identification*.” Linköping University, 1995.
- [39] W. Adkins e M. Davidson, *Ordinary Differential Equations*. Louisiana State University Baton Rouge, LA, USA: Springer, 2012.
- [40] L. Ljung, “*MatLab&Simulink: System Identification Toolbox - User's Guide*,” no. R2020a. MathWorks, 2020.

- [41] V. Klein e E. A. Morelli, *Aircraft System Identification: Theory and Practise*. 1801 Alexander Bell Drive, Reston, VA 20191-4344: AIAA Education Series, 2006.
- [42] R. Diversi, R. Guidorzi, e U. Soverini, “*Identification of ARX and ARMAX Models in the Presence of Input and Output Noises.*” Dipartimento di Elettronica, Informatica e Sistemistica. Università di Bologna, Viale del Risorgimento 2, 40136 Bologna, Italy: European Journal of Control, 2010.
- [43] K. Mahata e H. Garnier, “*Identification of Continuous-time Box-Jenkins Models with Arbitrary Time-delay.*” New Orleans, LA, USA: IEEE, 2007.
- [44] P. Kabaila, “*On Output-error Methods for System Identification.*” IEEE, 1983.
- [45] A. Ohata, K. Furuta, e H. Nita, “*Identification of Nonlinear ARX Model with Input and Output Dependent Coefficients.*” Munich, Germany: IEEE, 2006.
- [46] A. Wills, T. B. Schön, L. Ljung, e B. Ninness, “*Identification of Hammerstein–Wiener models.*” ELSEVIER, 2012.
- [47] S. Schmidt e V. Wieland, “*The New Keynesian Approach to Dynamic General Equilibrium Modeling: Models, Methods and Macroeconomic Policy Evaluation.*” ELSEVIER, 2013.
- [48] J. Aldrich, “*R.A. Fisher and the Making of Maximum Likelihood.*” Statist. Sci, 1997.
- [49] R. Jategaonkar, D. Fischenberg, e W. von Gruenhagen, “*Aerodynamic Modeling and System Identification from Flight Data - Recent Application at DLR.*” DLR, German Aerospace Center, 38108 Braunschweig, Germany: AIAA, 2004.
- [50] N. A. Ratnayake, E. R. Waggonery, e B. R. Taylor, “*Lateral-Directional Parameter Estimation on the X-48B Aircraft Using an Abstracted, Multi-Objective Effector Model.*” NASA Dryden Flight Research Center, Edwards AFB, CA 93523: AIAA, 2011.
- [51] W. Hoberg e R. Tedrake, “*System Identification of Post Stall Aerodynamics for UAV Perching.*” MIT Computer Science and Artificial Intelligence Lab, Cambridge, MA, 02139, USA: AIAA.
- [52] Z. Li, N. Hoffer, B. Stark, e Y. Chen, “*Design, Modeling and Validation of a T-Tail Unmanned Aerial Vehicle.*” Springer Science+Business Media B.V, 2012.
- [53] R. Teo, J. S. Jang, e C. J. Tomlin, “*Automated Multiple UAV Flight – the Stanford DragonFly UAV Program.*” IEEE, 2004.
- [54] T. R. Biyanto, A. Musyafa, H. Cordova, Matradji, A. Prasetyo, H. Zabiri, A. Sordi, e N. Sapika, “*Comparison on PID Controller Performance for Multivariable System between De-Tuned Method and Optimization Method.*” AIP Publishing, 2019.

- [55] K. Aström e T. Häggglund, *PID Controllers: Theory, Design and Tuning*, 2nd ed. Research Triangle Park, NC 27709: Instrument Society of America, 1995.
- [56] J. B. Ziegler e N. B. Nichols, “*Optimum Settings for Automatic Controllers.*” ASME Transactions, 1993.
- [57] I. P. de Tomar. (2020, Setembro) Controlo Inteligente: Controlo PID Discreto. [Online]. Disponível: [http://orion.ipt.pt/~anacris/ci\\_1/pdf/aula3.pdf](http://orion.ipt.pt/~anacris/ci_1/pdf/aula3.pdf)
- [58] D. Jiewn, “*Application of Iterative Feed Tuning,*” Tese de mestrado, National University of Singapore, 2003.
- [59] M. Mossberg, M. Gevers, e oliver Lequin, “*A Comparison of Iterative Feedback Tuning and Classical PID Tuning Schemes.*” Karlstad University and Université Catholique de Louvain and DCRT-ACE/Process Control Optimization - Plastics, Solvay S.A.
- [60] I. Ribeiro e A. Pascoal, “*Projecto Apoiado em Root Locus.*” Instituto Superior Técnico, 2013.
- [61] MathWorks. Control System Designer. [Online]. Disponível: <https://www.mathworks.com/help/control/ref/controlssystemdesigner-app.html>
- [62] C.-A. Lin e S.-H. Chen, “*Optimization-based Control System Design.*” National Chiao-Tung University: IEEE, 1990.
- [63] S. Sakulthong, S. Tantrairatn, e W. Saengphet, “*Frequency Response System Identification and Flight Controller Tuning for Quadcopter UAV.*” ESIT, 2018.
- [64] M. Sadraey, *Aircraft Design: A Systems Engineering Approach.* Daniel Webster College, New Hampshire, USA: Wiley Publications, 2012.
- [65] W. Rindler, *Essential Relativity: Special, General, and Cosmological.* Southwest Center for Advanced Studies, Dallas, Texas: Springer, 1969.