



UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA
CENTRO TECNOLÓGICO - CTC
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

RODRIGO SIMÕES LOPES JUNIOR

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DINÂMICO DE UM ATUADOR
HIDRÁULICO DIGITAL PARA APLICAÇÕES AERONÁUTICAS EM
CONDIÇÃO DE FALHA**

FLORIANÓPOLIS

2021

Rodrigo Simões Lopes Junior

**AVALIAÇÃO DO DESEMPENHO DINAMICO DE UM ATUADOR
HIDRAULICO DIGITAL PARA APLICAÇÕES AERONÁUTICAS EM
CONDIÇÃO DE FALHA**

Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica da Universidade Federal de Santa Catarina para a obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica

Orientador: Prof. Dr. Victor Juliano De Negri

Coorientador: Prof. Dr. Rodrigo Bastos Fernandes

Florianópolis

2021

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Lopes Junior, Rodrigo Simoes

Avaliação do desempenho dinâmico de um atuador hidráulico digital para aplicações aeronáuticas em condição de falha / Rodrigo Simoes Lopes Junior ; orientador, Victor Juliano De Negri, coorientador, Rodrigo Bastos Fernandes, 2021.
153 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa Catarina, Centro Tecnológico, Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica, Florianópolis, 2021.

Inclui referências.

1. Engenharia Mecânica. 2. Hidráulica digital. 3. Atuador Hidráulico digital. 4. Atuadores para Superfície de Controle. 5. Análise de Falha. I. De Negri, Victor Juliano. II. Fernandes, Rodrigo Bastos. III. Universidade Federal de Santa Catarina. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. IV. Título.

Rodrigo Simões Lopes Junior

Avaliação do Desempenho Dinâmico de um Atuador Hidráulico Digital para aplicação Aeronáutica em Condição de Falha

O presente trabalho em nível de Mestrado foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Prof. Henri Carlo Belan, Dr.

Instituto Federal de Santa Catarina

Prof. Henrique Simas, Dr.

Universidade Federal de Santa Catarina

Prof. Antônio Otaviano Dourado, Dr.

Universidade Federal de Santa Catarina

Certificamos que esta é a **versão original e final** do trabalho de conclusão que foi julgado adequado para obtenção do título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Prof. Dr. Paulo de Tarso Rocha de Mendonça
Coordenador do Programa

Prof. Dr. Victor Juliano De Negri
Orientador

Florianópolis, 18 de novembro de 2021

Dedico este trabalho a toda minha amada família, mas em especial a todas as mulheres que a compõem, por serem meus maiores exemplos de fortaleza e resistência.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradeço a espiritualidade por semear dentro de nós o sentimento de fé, pois isto nos proporciona esperança em dias melhores, principalmente nos dias atuais.

Agradeço de forma especial a minha querida vó Luzia (*in memoriam*), uma das rainhas do meu coração! que virou meu sol neste verão, ainda durante a realização destes trabalhos. Vó, talvez eu não consiga expressar em palavras o quanto sou grato de ter tido a sorte de compartilhar a vida com a senhora neste mundo. Sem o seu apoio não somente este trabalho, mas qualquer uma de minhas vitórias, inclusive as muitas que ainda estão por vir, não seria possível. Nossos laços transcendem os limites impostos pelo plano espiritual e terrestre, e espero continuar honrando e semeando todos os valores e ensinamentos que a senhora cultivou dentro de mim. Te amo! A benção, e muito obrigado por tudo.

Aos meus amados pais Sonia e Rodrigo, e meus queridos irmãos Isabela e Matheus, queria que todos tivessem a sorte de ter uma família igual a nossa, vocês são meu porto seguro! muito obrigado por todo apoio de vocês ao longo desta jornada. A minha amada vó Clélia, meu exemplo de sabedoria e serenidade, e ao meu avô Airton, minha inspiração, obrigado por todo amor e carinho. A minhas queridas Tias Rita, Diva, Beth e Mônica, e Tio Beto (e família) por todo amor, parceria, incentivo e apoio costumeiros, vocês são meu exemplo de união. A minha tia Fernanda, a Mafê, Lelê e Juliano, por todo amor, amizade e cumplicidade nos tempos bons e difíceis, que foram essenciais para concretização deste trabalho.

De forma especial, também agradeço a Gabriela e Simba, minha família. Meu amor, você é uma mulher incrível, te admiro infinito. Sem o seu apoio e dedicação diária tudo seria muito mais difícil, muito obrigado por todo carinho e amor ao longo desta jornada. Amo vocês!

Agradeço também a todos os professores e servidores do POSMEC, em especial ao Prof. Victor De Negri. Professor, o senhor além de ser excelente no que faz, semeia dentro das paredes do LASHIP valores que moldam muito mais que o nosso lado profissional, muito obrigado pela paciência e por compartilhar seus ensinamentos, desejo que o senhor continue sendo este exemplo para muitos colegas que ainda virão.

Aos meus amigos do LASHIP, Marquito, Tozzi, Dimitri, Alexandre, Gregori, Tales, Vinicius, Ivan, Heitor, Henrique, Mauricio e tantos outros que passaram por ali, obrigado por toda ajuda e recepção em Florianópolis e, principalmente, por aguentarem meus surtos nos momentos de desespero kkkk. Desejo que nossos laços de amizade se preservem para vida toda.

Em especial também agradeço aos amigos que Florianópolis me deu, Terça, Nelson, Elvis, Bert, Vini, Gi, Leandro, Thiago, Faelzim, Yago, Aron e Duds. Obrigado pela companhia ao longo desta trajetória! Como diz Guimarães Rosa “É junto dos bão que a gente fica miô”,

saibam, portanto, que a amizade de vocês além de ter deixado a experiência de morar em Florianópolis muito mais top, também me faz muito melhor. Obrigado por tudo.

Ainda, agradeço imensamente minha saudosa República Tabajara, a todos os amigos de Ouro Preto, e em especial a família Mapa, uma vez que Ouro Preto jamais sairá de minhas raízes sendo todos vocês essenciais para conclusão destes trabalhos. Ao Prof. Gustavo Paulinelli e deixo meus agradecimentos especiais por ter me motivado a aceitar este desafio e principalmente pelo incentivo da carta de recomendação!

Por fim, gostaria de agradecer todas as entidades que apoiaram a realização do projeto que teve como resultado também está dissertação: CISB, CAPES, CNPq, UFSC, LIU e SAAB AB. Em especial ao Prof. Petter Krus e Alessandro Dell'Amico que proporcionaram interações enriquecedoras para este trabalho.

“Tell them that as soon as I can walk I’m going to fly!” (Bessie Coleman)

RESUMO

Esta dissertação apresenta uma análise do comportamento dinâmico de um Atuador Hidráulico Digital – *DHA* para acionamento de superfícies de controle de aeronaves em condição de falha. Os acionamentos hidráulicos são amplamente utilizados em superfícies de controle de aeronaves, sendo a abordagem mais tradicional para esse fim o controle por servoválvulas ou válvulas proporcionais. Entretanto, a baixa eficiência energética devido aos efeitos restritivos e vazamentos internos vem motivando o desenvolvimento de novas soluções, onde destacam-se os sistemas hidráulicos digitais, que tem se mostrado como alternativa promissora para aliar o tradicional e já bem estabelecido desempenho robusto da hidráulica com ganhos de eficiência energética devido a eliminação desses efeitos. Contudo, poucos estudos ainda são encontrados sobre o desempenho de atuadores hidráulicos digitais em condições de falha, bem como sua capacidade de reconfiguração para promover a tolerância a falhas do sistema, sendo este um dos principais requisitos para aplicações aeronáuticas. Estudos iniciais para a concepção *DHA* mostraram que em condições de falha o atuador perde a capacidade de exercer determinados valores de força, que podem comprometer o desempenho operacional e a sua confiabilidade. Até o momento, não havia sido formalizada uma estratégia de reconfiguração para o sistema operando em falha, não se sabendo, portanto, se este seria capaz de continuar atendendo aos requisitos operacionais e garantir redundância funcional. Neste sentido, os resultados apresentados nesta dissertação compõem uma série de análises realizadas com a concepção *DHA*, os quais permitiram uma maior compressão do seu comportamento em condições de falha, de forma a entender quais são os requisitos mínimos de redundância que garantem a operacionalidade do sistema para diferentes falhas. Para isto, foram utilizados experimentos e modelos matemáticos dos atuadores estudados que foram posteriormente redimensionados e aplicados nos *elevons* de um modelo de aeronave de combate na configuração *delta-canard* e monoposto. Por fim, esta dissertação se soma ao conjunto de trabalhos desenvolvidos pela parceria Brasil-Suécia envolvendo LASHIP-UFSC, *FLUMES-LIU*, CERTI e *SAAB AB*, que vem apresentando resultados promissores em soluções de atuadores hidráulicos digitais para fins aeroespaciais, recebendo reconhecimento internacional como referência nesta temática.

Palavras-chave: Hidráulica Digital, Atuador Hidráulico Digital, Controle Secundário com Cilindro Multicâmaras, Atuadores para Superfície de Controle, Análise de Falha.

ABSTRACT

This Master's thesis presents an analysis of the dynamic behavior of a Digital Hydraulic Actuator – DHA designed for flight control purposes under a failure condition. The hydraulic technology is widely used for controlling flight surfaces in aircraft and the traditionally approach for this purpose is the control by servo or proportional valves. Nevertheless, the low energy efficiency of the conventional solutions, due to the resistive effects and internal leakage, has been motivating the development of new solutions that increasing the energy saving. In this scenario, the new researches on Digital Hydraulic Systems have shown the great potential of this technology to combine the well-established and robust performance of the hydraulic technology with high levels of energy efficiency. Nowadays, just a few studies are found about the DHA performance under a failure conditions, and also about their ability to reconfigure itself and increase the system's fault tolerance, one of the main requirements for aeronautical applications. The initial studies for the DHA conception under failure conditions showed that the actuator loses some discrete forces values, which can compromise their operational performance and reliability. Until now, a system failure reconfiguration strategy had not yet been formalized, and it is not known, therefore, if the system would be capable to meet the operational requirements and guaranteeing the functional redundancy. The results presented in this Master's thesis comprise a series of analyzes that were carried out for the DHA concept, which allow an overview of the DHA behavior under failure conditions in order to better understand the functional redundancy requirements. Experimental tests at LASHIP's Digital Hydraulic test rig which comprises a DHA prototype were carried out and also simulations with validated mathematical models of the actuators were applied in a fighter aircraft model. The results of this Master's thesis adds to the set of previous works developed through the Brazil-Sweden partnership involving LASHIP-UFSC, FLUMES-LIU, CERTI, and SAAB AB, which has been showing promising results in Digital Hydraulics solutions for aerospace purposes, and receiving international recognition in this theme.

Keywords: *Digital Hydraulics, Digital Hydraulic Actuator, Secondary Control with Multi-Chamber Cylinder, Actuators for Flight Control, Failure Analysis.*

LISTA DE FIGURAS

Figura 2.1 – Ilustração simplificada das forças básicas em uma aeronave.	21
Figura 2.2 – Diferentes configurações de asa em aeronave, a) Flecha, b) Retangular, c) Elíptica, d) Trapezoidal, e) Flecha negativa, f) Delta.	21
Figura 2.3 – Geometrias básicas de um aerofólio de alta performance	22
Figura 2.4 - Sistemas de coordenadas de referência.....	23
Figura 2.5 - Distribuição das componentes de velocidade, forças e momentos no SRC	24
Figura 2.6 - Ângulos de Euler: a) plano frontal, b) plano longitudinal, c) plano superior	24
Figura 2.7 – a) Superfícies de controle na aeronave <i>Lockheed Martin</i> F-16, b) Superfícies de controle da aeronave <i>SAAB JAS 39 Gripen</i>	25
Figura 2.8 – Fluxo de energia na aeronave Airbus A320	26
Figura 2.9 – Comparativo entre arquitetura de sistemas de aeronave: a) Boieng B787 em arquitetura “fly-by-wire” b) <i>Lockheed Martin</i> F35 em arquitetura “power-by-wire”	27
Figura 2.10 – Atuadores para sistemas de controle de voo: a) Atuador Servo-Hidráulico – <i>SHA</i> , b) e c) Atuadores Eletro-Hidrostáticos – <i>EHA</i> , d) Atuador Eletromecânico – <i>EMA</i>	28
Figura 2.11 – Circuito hidráulico simplificado de um <i>SHA duplex</i> em tandem.....	34
Figura 2.12 – <i>SHA duplex</i> das superfícies primárias da aeronave <i>Lockheed Martin</i> F16.	35
Figura 2.13 – Processo de decisão simplificado utilizando a norma MIL-F-8785C (1980). ...	35
Figura 2.14 – Envelopes de aeronaves: a) envelope operacional típico de uma aeronave b) envelope estrutural típico de uma aeronave.	37
Figura 2.15 – Soluções típicas em hidráulica digital.....	40
Figura 2.16 – Foto e representação em corte de uma válvula <i>on/off</i> típica.	40
Figura 2.17 – Exemplos de hidráulica digital: a) atuador hidráulico controlador por conversor <i>step-up</i> b) atuador hidráulico controlado por <i>DHPMS</i> c) controle secundário com atuador multicâmaras e <i>DFCU</i>	41
Figura 2.18 – Atuador Digital Eletro-Hidrostático – <i>DEHA</i>	42
Figura 2.19 – Atuador Hidráulico Digital – <i>DHA</i>	43
Figura 2.20 – Sistema hidráulico digital acionado por <i>DFCU</i> e cilindro dupla ação: a) Esquema hidráulico da solução b) Impacto das falhas nas válvulas nos estados disponíveis da <i>DFCU</i>	44
Figura 2.21 – Exemplos de falhas simples e seus efeitos no perfil de forças a) Falha de válvula fechada, b) Falha de válvula aberta, c) Falha na linha de suprimento de pressão.	47
Figura 2.22 – Exemplo de acomodação de falha a) diagrama ilustrando a falha <i>O1NC2N</i> b) representação em conjunto da equivalência entre os casos de falha simples e múltiplas c) perfil de força resultante para falha <i>O1NC2N</i>	48

Figura 3.1 – Estrutura geral do modelo matemático da aeronave <i>ADMIRE</i>	50
Figura 3.2 – Representação da aeronave do <i>GAM</i> e alguns estados ao longo do SRC.	52
Figura 3.3 – Envelope do modelo <i>ADMIRE</i> e pontos de projeto dos controladores do <i>FCS</i> ...52	
Figura 3.4 – Diagrama de blocos das superfícies de controle do <i>ADMIRE</i>	53
Figura 3.5 – Novo modelo do <i>DHA</i> desenvolvido no <i>software Hopsan</i> ®.	54
Figura 3.6 – Bancada de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP.	55
Figura 3.7 – Diagrama do circuito hidráulico da bancada de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP.	56
Figura 3.8 – Fluxograma da instrumentação da bancada experimental.	58
Figura 3.9 – Sistema de simulação de carregamentos externos	58
Figura 3.10 – Mapa de atrito do cilindro multicâmaras	60
Figura 3.11 – Modelo da válvula <i>On/Off</i>	61
Figura 3.12 – Válvula de retenção Bosch Rexroth modelo 04.31.20.00 56 Z 00.	63
Figura 3.13 – Diagrama de blocos simplificado do controlador.	64
Figura 3.14 – Estrutura da matriz de forças e combinações.	66
Figura 3.15 – Funcionamento geral do controlador de atrasos de comutação.	67
Figura 3.16 – Modelo do <i>SHA</i> desenvolvido em <i>Hopsan</i> ®.	68
Figura 3.17 – Modelo de servoválvula com vazamentos internos desenvolvido em <i>Hopsan</i> ®.	69
Figura 3.18 – Dados de vazamento interno total da servoválvula implementados no modelo.70	
Figura 3.19 – Diagrama de blocos simplificado do <i>SHA</i>	70
Figura 4.1 – Perfil de forças do <i>DHA</i> da bancada experimental	71
Figura 4.2 – Ensaio experimental de resposta ao degrau.	72
Figura 4.3 – Ensaio experimental de resposta ao degrau a) Carregamento externo do experimento b) Pressões de suprimento do experimento.	73
Figura 4.4 – Comparativo entre a resposta em posição simulada e experimental.	74
Figura 4.5 – Forças de controle U_f e selecionada U_t , do modelo e do experimento	75
Figura 4.6 – Pressões nas câmaras do atuador do modelo e do ensaio experimental.....	75
Figura 4.7 – Ensaio experimental de resposta ao seguimento de trajetória a) Resposta em posição simulada e experimental b) carregamento externo c) Pressões de suprimento.	76
Figura 4.8 – Forças de controle U_f e selecionada U_t , do modelo e do experimento	77
Figura 4.9 – Pressões nas câmaras do atuador do modelo e do ensaio experimental.....	78
Figura 4.10 – Resposta em frequência para os modelos linear e não linear do <i>DHA</i>	79
Figura 4.11 – Diagrama de blocos do controlador redundante a falhas proposto para o <i>DHA</i> .80	

Figura 4.12 – Exemplo do funcionamento do algoritmo de seleção adaptativa na matriz de seleção considerando a falha <i>C1NO3N</i>	81
Figura 4.13 – Falha <i>C1NO3N</i> a) Perfil de forças resultante b) Diferenças entre os algoritmos de seleção de válvulas.....	82
Figura 4.14 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo A.	85
Figura 4.15 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo B.....	86
Figura 4.16 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo C.....	87
Figura 4.17 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo D.	88
Figura 4.18 – Resposta em frequência para falhas do Grupo A.....	89
Figura 4.19 – Resposta em frequência para falhas do Grupo B.....	90
Figura 4.20 – Resposta em Frequência para falhas do Grupo C.....	91
Figura 4.21 – Resposta em Frequência para falhas do Grupo D.....	91
Figura 5.1 – Modelo do sistema mecânico de acionamento da superfície de controle.....	93
Figura 5.2 – Perfil de forças para o modelo <i>DHA – ADMIRE</i>	96
Figura 5.3 – Resposta em frequência para os modelos desenvolvidos.....	98
Figura 5.4 – Resposta dos modelos para uma entrada senoidal de amplitude 1mm e 6,28 rad/s.	99
Figura 5.5 – Manobra longitudinal a Mach 1,2 a) Altitude, b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem e entrada do piloto, d) Fator de carga e limitador do <i>FCS</i>	100
Figura 5.6 – a) Deflexão <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico <i>LIE</i> , c) Deflexão <i>LOE</i> , d) Momento aerodinâmico <i>LOE</i>	101
Figura 5.7 – Manobra de aproximação: a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem e entrada do piloto, d) Fator de carga e limitador do <i>FCS</i>	102
Figura 5.8 – Performance do <i>LIE</i> na manobra de pouso a) Deflexão do <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico no <i>LIE</i>	103
Figura 5.9 – Manobra de rolagem a) Taxa de rolagem e ângulos laterais b) Altitude e ângulos longitudinais c) Taxa de arfagem d) Fator de carga.....	104
Figura 5.10 – a) Deflexão <i>LOE</i> , b) Momento aerodinâmico <i>LOE</i> , c) Deflexão <i>ROE</i> , d) Momento aerodinâmico <i>ROE</i>	105
Figura 5.11 – Casos de falha da manobra longitudinal.....	106
Figura 5.12 – Manobra longitudinal em falha a) Deflexão <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico no	

<i>LIE</i> , c) Deflexão do <i>LOE</i> , d) Momento aerodinâmico no <i>LOE</i>	107
Figura 5.13 – Manobra longitudinal em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem d) Fator de carga	108
Figura 5.14 – Manobra longitudinal a Mach 0,8 em falha a) Deflexão do <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico no <i>LIE</i> , c) Deflexão do <i>LOE</i> , d) Momento aerodinâmico no <i>LOE</i>	109
Figura 5.15 – Manobra longitudinal Mach 0,8 em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem d) Fator de carga	110
Figura 5.16 – Casos de falha da manobra de aproximação e de rolagem.....	111
Figura 5.17 – Manobra de aproximação em falha a) Deflexão do <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico no <i>LIE</i>	111
Figura 5.18 – Manobra de aproximação em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem, d) Fator de carga.	112
Figura 5.19 – Manobra de rolagem em falha a) Deflexão do <i>LOE</i> , b) Momento aerodinâmico no <i>LOE</i> , c) Deflexão do <i>ROE</i> , d) Momento aerodinâmico no <i>ROE</i>	113
Figura 5.20 – Manobra de rolagem em falha a) Deflexão do <i>LIE</i> , b) Momento aerodinâmico no <i>LIE</i> , c) Deflexão do <i>RIE</i> , d) Momento aerodinâmico no <i>RIE</i>	114
Figura 5.21 – Manobra de rolagem em falha a) Taxa de rolagem e ângulos laterais b) Altitude e ângulos longitudinais c) Taxa de arfagem d) Fator de carga.	115

LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Classes de gravidade e taxas de falhas permissíveis para aviação civil	31
Tabela 2.2 – Requisito quantitativo de segurança de voo para FCS	32
Tabela 2.3 – Estados operacionais dos FCS e Níveis de qualidade de voo.....	33
Tabela 2.4 – Níveis de forças típicos em comparação a força máxima disponível.....	38
Tabela 2.5 – Requisitos de desempenho para superfícies de controles	39
Tabela 2.6 – Modos de falha em válvulas on/off	45
Tabela 2.7 – Estados disponíveis para uma determinada câmara de um DHA.	46
Tabela 3.1 – Comparativo dimensional do modelo GAM e da aeronave SAAB JAS-39 E. ...	51
Tabela 3.2 – Limites de posição e velocidade angular para superfícies de controle.....	53
Tabela 3.3 – Elementos complementares da biblioteca do Hopsan®.	54
Tabela 3.4 – Parâmetros identificados para o atuador multicâmaras da bancada experimental.	59
Tabela 3.5 – Parâmetros do atrito de LuGre utilizados no modelo TMLGAF.....	60
Tabela 3.6 – Parâmetros utilizados nos modelos das válvulas direcionais On/Off.....	63
Tabela 3.7 – Parâmetros utilizados nos modelos das válvulas de retenção.....	64
Tabela 3.8 – Parâmetros utilizados nos modelos das servoválvulas.	69
Tabela 4.1 – Grupos de falha utilizados na avaliação experimental.	84
Tabela 5.1 – Requisitos de projeto utilizado para os elevons da aeronave do ADMIRE.....	92
Tabela 5.2 – Parâmetros do atrito dos atuadores utilizados na avaliação com o ADMIRE.	94
Tabela 5.3 – Parâmetros do modelo do cilindro tadem do SHA – ADMIRE.	95
Tabela 5.4 – Parâmetros do atuador multicâmaras e níveis de pressão do DHA - ADMIRE..	96
Tabela 5.5 – Parâmetros dos modelos das válvulas direcionais On/Off DHA – ADMIRE.	97
Tabela C. 1. – Indicadores do perfil de forças para o DHA na condição normal.....	140
Tabela C. 2. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo A	140
Tabela C. 3. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo B	140
Tabela C. 4. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo C	141
Tabela C. 5. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo D	141
Tabela D. 1 – Indicadores do perfil de forças para o DHA em condição normal.....	142
Tabela D. 2 – Indicadores do perfil de forças para as falhas da Seção 5.3	142
Tabela II. 1 – Configurações diferentes de redundância de atuadores para FCS.	147

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

APU – Auxiliary Power Unit

CDFC – C_type Digital Four Chamber

CERTI – Fundação Centros de Referência em Tecnologias Inovadoras

DAQ – Data Aquisition

DCV – Dinamic Check Valve

DEHA – Digital Electro Hydrostatic Actuator

DHA – Digital Hydraulic Actuator

DV – Directional Valve

ECS – Electric Control System

EHA – Electro Hydrostatic Actuator

EMA – Electro Mechanic Actuator

EO – Envelope de Operacional

ES – Envelope de Serviço

FAA – The Federal Aviation Administration

FAB – Força Aérea Brasileira

FCS – Flight Control Systems

FBW – Fly-by-Wire

FLUMES – The Division of Fluid and Mechatronic

IPÚ – Miniunidade de Potência Hidráulica

JAR – The Joint Aviation Requirements

LASHIP – Laboratório de Sistemas Hidráulicos Digitais

LC – Left Canard

LEF – Leading Edge Flaps LG – Landing Gear

LIE – Left Inner Elevon

LIU – Linköping University

LOE – Left Outsider Elevon

LVDT – Linear Variable Differential Transformer

MEA – More Electric Aircrafts

MIL – The United State Military Standard

N/D – Não disponível

NASA – The National Aeronautic and Space Administration

PBW – Power-by-Wire

PC – Personal Computer

RAT – Ram Air Turbine

RC – Right Canard

RIE – Right Inner Elevon

ROE – Right Outsider Elevon

RUD – Rudder

SAAB AB – Svenska Aeroplan AB

SAE – The Society of Automotive Engineers

SHA – Servo Hydraulic Actuator

SRA – Sistema de Referência Aerodinâmico

SRC – Sistema de Referência do Corpo

SRI – Sistema de Referência Inercial

SV – Servoválvula

TMLGAF – Translational Mass with LuGre Asymmetric Friction

UFSC – Universidade Federal de Santa Catarina

UPCH – Unidade de Potência e Condicionamento Hidráulico

USAF – The United States Air Force

LISTA DE SÍMBOLOS
ALFABETO GREGO

α	Ângulo de ataque	[rad]
α_0	Coefficiente de ajuste	[-]
β	Ângulo de derrapagem	[rad]
β_0	Modulo de compressibilidade	[Pa]
γ	Ângulo de direção	[rad]
δ	Deflexão da superfície de controle	[rad]
δ_c	Deflexão do <i>canard</i>	[rad]
δ_e	Deflexão do <i>elevon</i>	[rad]
δ_r	Deflexão do <i>rudder</i>	[rad]
δ_{LC}	Deflexão do <i>canard</i> esquerdo	[rad]
δ_{LEF}	Deflexão dos <i>flaps</i> do bordo de ataque	[rad]
δ_{LG}	Deflexão do trem de pouso	[rad]
δ_{LIE}	Deflexão do <i>elevon</i> esquerdo interno	[rad]
δ_{LOE}	Deflexão do <i>elevon</i> esquerdo externo	[rad]
δ_{RC}	Deflexão do <i>canard</i> direito	[rad]
δ_{RIE}	Deflexão do <i>elevon</i> direito interno	[rad]
δ_{ROE}	Deflexão do <i>elevon</i> direito externo	[rad]
δ_{RUD}	Deflexão do <i>elevon</i> esquerdo	[rad]
δ_{TH}	Deflexão da vetorização de empuxo na direção horizontal	[rad]
δ_{TV}	Deflexão da vetorização de empuxo na direção vertical	[rad]
θ	Ângulo de arfagem	[rad]
λ	Taxa de falha	[rad]
μ	Ângulo de rolamento aerodinâmico	[rad]
ξ	Fator de amortecimento	[-]
ξ_{SV}	Fator de amortecimento da servoválvula	[-]
ξ_{ch}	Fator de amortecimento da válvula de retenção	[-]
ξ^{off}	Fator de amortecimento de fechamento da válvula	[-]
ξ^{on}	Fator de amortecimento de abertura da válvula	[-]
π	Constante pi	[-]
π_p	Entrada do piloto	[-]
ρ	Massa específica do fluido hidráulico	[kg/m ³]

ρ_{atm}	Massa específica do ar atmosférico	[kg/m ³]
σ	Ângulo de rumo	[rad]
σ_0	Coefficiente de rigidez das micro cerdas	[N/s]
σ_1	Coefficiente de amortecimento	[kg/s]
σ_2	Coefficiente de atrito viscoso	[kg/s]
τ	Constante de tempo	[s]
ϕ	Ângulo de rolagem	[rad]
ψ	Ângulo de guinada	[rad]
ω_{ch}	Frequência natural da válvula de retenção	[rad/s]
ω_n	Frequência natural	[rad/s]
ω_n^{off}	Frequência natural de fechamento da válvula	[rad/s]
ω_n^{on}	Frequência natural de abertura da válvula	[rad/s]
ω_{SV}	Frequência natural da servoválvula	[rad/s]

ALFABETO LATINO

A	Área	[m ²]
A_A	Área do câmara A	[m ²]
A_B	Área do câmara B	[m ²]
A_C	Área do câmara C	[m ²]
A_D	Área do câmara D	[m ²]
$A_{M(FCS)}$	Fator de alocação de confiabilidade	[-]
$A_{S(FCS)}$	Fator de alocação de segurança	[-]
A_v	Área da superfície de controle	[m ²]
A_y	Área da câmara de índice y	[m ²]
B_t	Coefficiente de atrito viscoso	Ns/m
C	Falha do tipo válvula fechada	[-]
C_C	Coefficiente do fator de carga lateral n_y	[-]
C_D	Coefficiente de arrasto aerodinâmico	[-]
CF	Coefficiente do custo de chaveamento	[-]
C_{HFS}	Coefficiente de momento aerodinâmico da superfície de controle	[-]
C_L	Coefficiente de sustentação	[-]
C_l	Coefficiente do momento de rolagem	[-]
C_m	Coefficiente do momento de arfagem	[-]

C_n	Coefficiente do momento de guinada	[-]
D	Arrasto aerodinâmico	[N]
\vec{D}	Vetor da força de arrasto aerodinâmico	[N]
E	Eficiência Aerodinâmica	[-]
$F_{(i)}$	Força selecionada i	[N]
F_0	Força de pré-carga	[N]
\vec{F}_{ae}	Vetor da força resultante aerodinâmica	[N]
F_{at}	Força de atrito	[N]
F_{ap}	Força aplicada	[N]
F_C	Força lateral na aeronave	[N]
F_c	Atrito de <i>Coulomb</i>	[N]
F_{max}	Força máxima	[N]
F_{min}	Força mínima	[N]
F_N	Força normal na aeronave	[N]
F_T	Força de tração do sistema propulsivo	[N]
F_{ext}	Força externa	[N]
F_{fal}^A	Faixa de forças de força disponível em falha	[-]
F_{norm}^A	Faixa de forças do atuador na condição normal	[-]
F_{ref}	Força de referencia	[N]
F_s	Força de atrito estático	[N]
F_x	Força aerodinâmica ao longo de X_A do SRA	[N]
F_z	Força aerodinâmica ao longo de Z_A do SRA	[N]
H_m	Momento aerodinâmico da superfície de controle	[Nm]
$H(s)$	Função de transferência dos atuadores do ADMIRE	[-]
J	Momento de inercia da superfície de controle	[kgm ²]
L	Sustentação	[N]
\vec{L}	Vetor da força de sustentação	[N]
M_L	Momento de rolagem	[Nm]
M_M	Momento de arfagem	[Nm]
M_N	Momento de guinada	[Nm]
M_{YB}	Momento ao longo do eixo Y_B do SRC	[Nm]
M_t	Massa deslocada	[kg]

N	Estado normal	[-]
O	Falha do tipo válvula aberta	[-]
$P(t)$	Função probabilidade de falha em uma missão com tempo t	[-]
$Q_{M(FSC)}$	Probabilidade de falha na missão	[-]
$Q_{S(FSC)}$	Probabilidade de perda da aeronave	[-]
Re	Número de <i>Reynolds</i>	[-]
R_M	Requisito de confiabilidade da missão	[-]
R_S	Requisito de segurança de voo da missão	[-]
$R(t)$	Função confiabilidade	[-]
S	Área planificada do aerofólio	[m ²]
S_A	Estados das válvulas da câmara A	[-]
S_B	Estados das válvulas da câmara B	[-]
S_C	Estados das válvulas da câmara C	[-]
S_D	Estados das válvulas da câmara D	[-]
S_e	Área aerodinâmica planificada da superfície de controle	[m ²]
S_y	Estados das válvulas	[-]
\vec{T}	Vetor da força propulsiva	[N]
T_{ss}	Entrada do sistema propulsivo	[-]
U	Vetor de controle da aeronave	[-]
U_a	Força de controle da alimentação direta	[N]
U_c	Força de controle da realimentação	[N]
U_c^{SV}	Sinal de controle da servoválvula	[V]
U_d	Vetor de seleção das válvulas	[-]
U_f	Força de controle do DHA	[N]
U_n	Sinal de comando da válvula	[-]
U_t	Vetor de seleção das válvulas com atrasos	[-]
V	Velocidade da aeronave	[m/s]
\vec{V}	Vetor velocidade da aeronave	[m/s]
V_M^A	Volume morto da câmara A	[m ³]
V_M^B	Volume morto da câmara B	[m ³]
V_M^C	Volume morto da câmara C	[m ³]
V_M^D	Volume morto da câmara D	[m ³]

\vec{W}	Vetor da força peso	[N]
X	Vetor de estados da aeronave	[-]
X_A	Eixo das abcissas no SRA	[m]
X_B	Eixo das ordenadas no SRC	[-]
X_I	Eixo das abcissas no SRI	[-]
Y_A	Eixo das ordenadas no SRA	[-]
Y_B	Eixo das ordenadas no SRC	[-]
Y_{GAM}	Vetor de estados do <i>ADMIRE</i>	[-]
Y_I	Eixo das ordenadas no SRI	[-]
Y_{MEN}	Vetor de estados medidos do <i>ADMIRE</i>	[-]
Z_A	Eixo das cotas no SRA	[-]
Z_B	Eixo das cotas no SRC	[-]
Z_I	Eixo das cotas no SRI	[-]
b	Envergadura	[m]
c	Corda	[m]
c_d	Coefficiente de descarga	[-]
c_{d12}	Coefficiente de descarga entre os pórticos 1 e 2	[-]
c_{d21}	Coefficiente de descarga entre os pórticos 2 e 1	[-]
c_e	Corda média aerodinâmica da superfície de controle	[m]
c_{leak}	Coefficiente de vazamento	[m ³ /sPa]
d	Diâmetro do carretel	[m]
dT_{min}	Tempo mínimo para o chaveamento	[s]
dp_{uvw}	Vetor de perturbação do <i>ADMIRE</i>	[-]
f	Coefficiente do perímetro do carretel	[-]
j	Índice referente a uma câmara do atuador	[-]
k_{ch}	Coefficiente de vazão da válvula de retenção	[m ⁴ /s√N]
k_d	Ganho derivativo	[-]
k_{fe}	Constante da parte variável da força de referência	[1/m]
k_i	Ganho integral	[-]
k_{min}	Nível de força mínimo do perfil de forças	[%]
k_{neg}	Nível de força mínimo negativo do perfil de forças	[%]
k_p	Ganho proporcional	[-]

k_{pos}	Nível de forças máximo positivo do perfil de forças	[%]
k_v	Coefficiente de vazão	[m ⁴ /s√N]
k_{v12}	Coefficiente de vazão entre os pórticos 1 e 2	[m ⁴ /s√N]
k_{v21}	Coefficiente de vazão entre os pórticos 2 e 1	[m ⁴ /s√N]
k_v^{SV}	Coefficiente de vazão da servoválvula	[m ⁴ /s√N]
l_{lever}	Comprimento da alavanca	[m]
m	Número de Mach do escoamento da aeronave	[Mach]
n_{dist}	Número de combinações de falhas possíveis	[-]
n_{Fdisp}	Número de forças disponíveis restantes após a falha	[-]
n_{Fdisp}^{neg}	Número de forças negativas restantes no perfil após a falha	[-]
n_{Fdisp}^{pos}	Número de forças positivas restantes no perfil após a falha	[-]
n_z	Fator de carga z	[g]
n_y	Fator de carga y	[g]
p	Taxa de rolagem	[°/s]
p_A	Pressão da câmara A	[Pa]
p_B	Pressão da câmara B	[Pa]
p_C	Pressão da câmara C	[Pa]
p_D	Pressão da câmara D	[Pa]
p_{FS}	Pré-carga da mola da válvula de retenção	[Pa]
p_c	Pressão de carga	[Pa]
p_{ch}	Pressão da válvula de retenção	[Pa]
p_r	Pressão de reservatório	[Pa]
p_s	Pressão de suprimento	[Pa]
p_s^{actual}	Pressão de suprimento atual	[Pa]
p_{s1}	Pressão de suprimento da linha 1	[Pa]
p_{s2}	Pressão de suprimento da linha 2	[Pa]
p_{s3}	Pressão de suprimento da linha 3	[Pa]
p_{sup}^{MAX}	Pressão de suprimento máxima	[Pa]
p_{sy}	Pressão de suprimento da linha de índice y	[Pa]
q	Taxa de arfagem	[°/s]
\bar{q}	Pressão dinâmica	[Pa]
q_V	Vazão volumétrica da válvula	[m ³ /s]

$q_{VCm\acute{a}x}$	Vazão volumétrica máxima do atuador	[m ³ /s]
q_{vch}	Vazão nominal da válvula de retenção	[m ³ /s]
q_{vn}^{SV}	Vazão volumétrica normalizada da servoválvula	[m ³ /s]
r	Taxa de guinada	[°/s]
t	Tempo	[s]
$t_{2\%}$	Tempo de acomodação	[s]
t_d	Atraso de transporte	[s]
t_{ds}	Atraso aplicado para sincronização das válvulas	[s]
t_{scd}	Atraso de fechamento da válvula	[s]
t_{scr}	Tempo de fechamento da válvula	[s]
t_{sod}	Atraso de abertura da válvula	[s]
t_{sor}	Tempo de abertura da válvula	[s]
u	Componente de velocidade da aeronave no eixo X_B do SRC	[m/s]
u_I	Componente de velocidade da aeronave no eixo X_I do SRI	[m/s]
u_{FCS}	Força de controle do <i>FCS</i>	[-]
u_{FCS}^{LC}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>LC</i>	[-]
u_{FCS}^{LEF}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>LEF</i>	[-]
u_{FCS}^{LIE}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>LIE</i>	[-]
u_{FCS}^{LOE}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>LOE</i>	[-]
u_{FCS}^{RC}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>RC</i>	[-]
u_{FCS}^{RIE}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>RIE</i>	[-]
u_{FCS}^{ROE}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>ROE</i>	[-]
u_{FCS}^{RUD}	Força de controle do <i>FCS</i> para o <i>RUD</i>	[-]
u_{FCS}^{TSS}	Força de controle do <i>FCS</i> para o sistema propulsivo	[-]
$u_{I/O}^{LG}$	Entrada para o trem de pouso	[-]
u_{input}^{HTV}	Entrada para a vetorização de empuxo horizontal	[-]
u_{input}^{Pitch}	Entrada para o manche de arfagem	[-]
u_{input}^{Roll}	Entrada para o manche de rolagem	[-]
u_{input}^{VTV}	Entrada para a vetorização de empuxo vertical	[-]
u_{input}^{Yaw}	Entrada para o pedal de guinada	[-]
v	Componente de velocidade da aeronave no eixo Y_B do SRC	[m/s]
v_a	Velocidade do atuador	[m/s]

v_{amax}	Velocidade máxima do atuador	[m/s]
v_I	Componente de velocidade da aeronave no eixo Z_I do SRI	[m/s]
v_s	Velocidade de <i>stribeck</i>	[m/s]
v^{locker}	Velocidade mínima do bloqueador de válvulas	[m/s]
\ddot{x}	Aceleração	[m/s ²]
x_{a0}	Posição inicial do atuador	[m]
x_{ac}	Posição do atuador	[m]
x_{amax}	Posição máxima do atuador	[m]
x_e	Erro de posição do atuador	[m]
x_e^{locker}	Erro máximo de posição do bloqueador de válvulas	[m]
x_{ref}	Posição de referência	[m]
x_{st}	Deslocamento em regime permanente	[m]
x_v	Deslocamento do elemento móvel da válvula	[m]
x_I	Posição da aeronave no eixo X_I do SRI	[m]
w	Componente de velocidade da aeronave no eixo Z_B do SRC	[m/s]
w_I	Componente de velocidade da aeronave no eixo Z_I do SRI	[m/s]
y	Índice da linha de pressão	[-]
y_I	Posição da aeronave no eixo Y_I do SRI	[m]
z	Altitude da aeronave	[m]
z_I	Posição da aeronave no eixo Z_I do SRI	[m]
\mathbb{A}	Conjunto câmaras de um atuador	[-]
$\mathbb{F}_{S,y}$	Conjunto forças para dado o estado de uma determinada câmara	[-]
\mathbb{S}	Conjunto de estados para uma determinada câmara	[-]
$\mathbb{P}_{y,ab}$	Conjunto de pressões de uma câmara em caso de falha aberta	[-]
$\mathbb{P}_{y,norm}$	Conjunto de pressões de uma câmara sem falhas	[-]
$\mathbb{P}_{y,fec}$	Conjunto de pressões de uma câmara em caso de falha fechada	[-]
ΔF_{perd}^A	Faixa de forças perdidas	[-]
$\Delta F_{perd,ab}^A$	Faixa de forças perdidas para falha do tipo aberta	[-]
$\Delta F_{perd,fe}^A$	Faixa de forças perdidas para falha do tipo fechada	[-]

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	CONTEXTUALIZAÇÃO	15
1.2	OBJETIVOS.....	18
1.3	JUSTIFICATIVA E CONTRIBUIÇÕES	18
1.4	ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO	19
2	REVISÃO BIBLIOGRAFICA	21
2.1	FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA E MECÂNICA DE VOO	21
2.2	SISTEMAS DE CONTROLE DE VÔO PARA AERONAVES	26
2.2.1	Requisitos de Confiabilidade e Redundância em Sistemas de Controle de Voo	30
2.2.2	Requisitos de Projeto e Desempenho para Sistemas de Controle de Voo	35
2.3	ATUADOR HIDRAULICO DIGITAL – <i>DHA</i>	39
2.3.1	Hidráulica Digital	39
2.3.2	Hidráulica Digital para Acionamento de Superfícies de Controle	42
2.3.3	Avaliação dos efeitos de falhas e confiabilidade no <i>DHA</i>	44
3	MODELAGEM MATEMATICA E EQUIPAMENTOS	49
3.1	MODELO MATEMATICO DA AERONAVE – <i>ADMIRE</i>	49
3.2	MODELO MATEMATICO DO ATUADOR HIDRAULICO DIGITAL - <i>DHA</i>	54
3.2.1	Bancada experimental	55
3.2.2	Modelagem matemática da unidade de limitação e controle	59
3.2.2.1	Modelagem do cilindro multicâmaras.....	59
3.2.2.2	Modelagem das válvulas direcionais <i>On/Off</i>	61
3.2.2.3	Modelagem das válvulas de retenção	63
3.2.3	Estratégia de controle	64
3.3	MODELO MATEMATICO DO <i>SHA</i>	68
4	AVALIAÇÃO DO IMPACTO DAS FALHAS NO <i>DHA</i>	71
4.1	VALIDAÇÃO EXPERIMENTAL DO MODELO MATEMATICO DO <i>DHA</i>	71
4.1.1	Resposta ao degrau	72

4.1.2	Resposta ao seguimento de trajetória.....	76
4.1.3	Caracterização da dinâmica de posição do <i>DHA</i> pela resposta em frequência..	78
4.2	ESTRATÉGIA PARA READAPTAÇÃO A FALHAS	80
4.3	AVALIAÇÃO DOS EFEITOS DAS FALHAS NO DESEMPENHO DO <i>DHA</i>.....	83
4.3.1	Análise experimental de seguimento de trajetória em condições de falha.....	84
4.3.2	Análise da dinâmica pela resposta em frequência.....	89
5	AVALIAÇÃO EFEITOS DAS FALHAS NA ATITUDE DA AERONAVE	92
5.1	PROJETO E MODELAGEM DE ATUADORES PARA O <i>GAM/ADMIRE</i>.....	92
5.1.1	Requisitos e considerações de projeto	92
5.1.2	Parametrização do modelo do <i>SHA</i>	94
5.1.3	Parametrização do modelo do <i>DHA</i>	96
5.2	CARACTERIZAÇÃO DA PERFORMANCE DA AERONAVE E ATUADORES ..	98
5.2.1	Caracterização dinâmica dos modelos no domínio da frequência.....	98
5.2.2	Desempenho da aeronave para manobra longitudinal	100
5.2.3	Desempenho da aeronave para manobra de aproximação.....	102
5.2.4	Desempenho da aeronave para manobra de rolagem.....	104
5.3	AVALIAÇÃO DA PERFORMANCE DA AERONAVE COM <i>DHA</i> EM FALHA .	106
5.3.1	Análise do desempenho em falha para manobra longitudinal.....	106
5.3.2	Análise do desempenho em falha para manobra de aproximação	111
5.3.3	Análise do desempenho em falha para manobra de rolagem.....	113
6	CONCLUSÕES	117
6.1	SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS	119
	REFERÊNCIAS	121
	APÊNDICE A – Indicadores para avaliação de falhas no <i>DHA</i>.....	129
	APÊNDICE B – Algoritmo do <i>Seletor de Válvulas Adaptativo</i>	134
	APÊNDICE C – Indicadores do perfil de forças para falha da Seção 4.3	140
	APÊNDICE D – Indicadores do perfil de forças para falhas da Seção 5.3.....	142

ANEXO I – Transcrição das definições dos termos técnicos das normas normas USAF MIL-F-8785C (1980) e MIL-F-9490D (1975)	143
ANEXO II – Principais configurações de redundância em atuadores para <i>FCS</i>.	147
ANEXO III – Rotina do momento aerodinâmico nas superfícies de controle..	148

1 INTRODUÇÃO

1.1 CONTEXTUALIZAÇÃO

Apesar de existirem múltiplas arquiteturas de sistemas aeronáuticos é indiscutível a relevância dos sistemas hidráulicos nesta aplicação. Na aviação seu uso data de 1930, mas se consolida como uma solução robusta e confiável em 1980, devido a popularização do conceito “*fly-by-wire*” (MOIR & SEABRIDGE, 2008). Desde então, são aplicados em sistemas aeronáuticos diversos, incluindo os responsáveis por funções vitais, tais como: superfícies de controle, trem de pouso, mecanismo de deflexão do bocal de motores e outros (WARD, 2017).

A consolidação da hidráulica para compor sistemas em aeronaves se deve sobretudo as características desta tecnologia, como a sua densidade de potência, rigidez, resposta dinâmica e simplicidade construtiva (LINSINGEN, 2016; TANAKA, 2013). Dentre várias topologias disponíveis de sistemas hidráulicos destacam-se como mais usuais na aviação os sistemas atuados por servoválvulas, denominados “*Servo-Hydraulic Actuator - SHA*”, os quais equipam diversos tipos aeronaves civil e militar como as aeronaves de transporte Airbus A320, A380 e Boeing B787, e os caças *McDonnell Douglas F15* e *Lockheed Martin F16* (WANG, 2012).

Todavia, sistemas hidráulicos tradicionais são conhecidos por apresentarem baixa eficiência energética (MOIR & SEABRIDGE, 2008) próxima de 50% (DE NEGRI *et al.*, 2014), devido as características de controle restritivo por orifícios em válvulas e vazamentos internos (NOSTRANI *et al.*, 2020). No setor aeronáutico isto vem estimulando o desenvolvimento de novos sistemas hidráulicos mais eficientes que reduzam os efeitos dissipativos e otimizem o gerenciamento da energia hidráulica através de técnicas de controle avançadas. Assim, melhorar a eficiência energética dos sistemas hidráulicos de aeronaves pode não só trazer ganhos significativos para economia direta combustível, mas também contribuir com a redução de peso devido a redução do sistema de refrigeração do fluido hidráulico (NOSTRANI, 2021).

O conceito de sistemas aeronáuticos “*More Electric Aircraft - MEA*” vem sendo amplamente discutido como alternativa aos projetos convencionais (CAO *et al.*, 2012; NAAYAGI, 2013; SARLIOGLU & MORRIS, 2015). Esta arquitetura prevê a substituição dos sistemas pneumáticos, hidráulicos e mecânicos por elétricos que apresentam alta eficiência energética inerente a este tipo de acionamento (BOZHKO, S., HILL, C. I. & YANG, 2018). Segundo Boglietti *et al.* (2009), algumas aeronaves já contam este tipo de sistemas, como os Airbus A380 e Boeing 787. Os exemplos não se limitam a aeronaves civis pois também já são aplicados em aeronaves de combate avançadas como na *Lockheed Martin F35* (MOOG, 2018).

Embora a arquitetura MEA seja atrativa do ponto de vista energético, Larrieu; Lamoussiere; Andrieu (2018) relatam algumas limitações do conceito na aplicação em superfícies primárias de voo. Cao *et al.* (2012) e Maré (2017) também relatam a preferência ainda existente pelo tradicional *SHA* para esta aplicação, justificado pelo alto grau de confiabilidade desta tecnologia. Em particular na aviação militar, onde confiabilidade e desempenho são requisitos críticos e coexistentes, as características técnicas e o retrospecto histórico dos acionamentos hidráulicos tradicionais, contribuem para que se apresentem como a solução mais atraente que os elétricos (BELAN *et al.*, 2015). Estes fatos ressaltam a importância da otimização dos sistemas hidráulicos na aviação ao invés de apenas substituí-los.

Diversas linhas de pesquisa são amplamente exploradas para resolver o problema da eficiência energética em sistemas hidráulicos. Soluções baseadas no conceito “*power-on-demand*”, que exploram configurações como o “*Electro-Hydraulic Acuator – EHA*” e sistemas sensíveis à carga (“*load sensing*”) se destacam neste cenário, a exemplo os trabalhos Qiao, G. *et al.* (2017), Jian, Maré & Yongling (2016) e Rongjie *et al.* (2009). No entanto, essas propostas ainda apresentam algumas desvantagens: No *EHA* o consumo de energia constante dificulta a dissipação de calor; e no conceito “*load sensing*”, para baixa demanda de carga, a bomba opera fora da sua faixa de eficiência ótima (NOSTRANI *et al.*, 2020).

Diversos resultados de trabalhos atuais em hidráulica digital vêm consolidando esta alternativa como uma solução robusta no que tange desempenho e eficiência energética. Dell'Amico *et al.* (2013) e Linjama *et al.* (2009) mostram um aumento de eficiência energética cerca de 60% em relação às soluções tradicionais. Mais recentemente, nos trabalhos de Belan (2018) e Nostrani *et al.* (2020), foram apresentados dois atuadores hidráulicos digitais com desempenho equivalente e eficiência até 30 vezes maior comparado às soluções tradicionais.

A parceria Brasil-Suécia envolvendo LASHIP-UFSC, FLUMES-LIU, CERTI e SAAB AB vem apresentando resultados promissores em soluções de atuadores hidráulicos digitais para fins aeroespaciais. Os trabalhos resultaram em duas pesquisas de doutorado e três de mestrado, além de diversas publicações relevantes em nível internacional. Em resumo, duas soluções em atuadores digitais foram avaliadas teórica e experimentalmente nas pesquisas de Belan (2018), com o Atuador Hidráulico Digital – *DHA*, e em , com o Atuador Digital Eletro-Hidrostático – *DEHA*. Trabalhos de aprimoramento comuns as duas propostas também foram feitos como: o sincronismo de válvulas (MANTOVANI, 2019), avaliação da eficiência energética (CRUZ, 2018), e avaliação de falhas do sistema (PETTERSSON, 2018).

A configuração *DHA* vem apresentando resultados promissores por meio de estudos via simulação com modelos de aeronaves de combate. Em Belan (2018) e Ward (2017) o *DHA* é utilizado para acionamento de *aileron*s do modelo matemático “*F16systemManeuver*” em ambiente *Hopsan*. Pettersson (2018) utiliza a mesma proposta e modelo para avaliar o impacto das falhas em voo. Dell’Amico *et al.* (2018) apresenta uma proposta de sistema híbrido para acionamento dos Elevons associando *DHA* e *SHA* em um modelo de aeronave em configuração *delta-canard* e dimensões aproximadas à aeronave sueca *SAAB JAS 39 Gripen*.

Devido ao alto nível de segurança requerido na aeronáutica, seus sistemas devem ser projetados de forma que a ocorrência de qualquer falha que comprometa a segurança de voo ou pouso seja extremamente improvável¹ (FAA, 1988). Diversas normas de órgãos internacionais estabelecem requisitos de projetos para garantir que estes sejam tolerantes a falha (ver normas FAA 25.1309 (1988), FAA 120-17B (2018), USAF MIL-F- 940D (1975) e USAF MIL-PRF-5503G (2013)). Isto é, o sistema deve ser capaz de manter seus objetivos de controle, apesar da ocorrência de uma falha em um componente, podendo conviver com uma pequena degradação do desempenho do controle (BLANKE *et al.*, 2006).

Desde o seu surgimento, a hidráulica digital tem sido destacada como uma potencial solução para concepção de sistemas com alta confiabilidade e redundantes devido ao uso de componentes simples e confiáveis, menor influência de contaminantes e a técnicas de conexão em paralelo (LINJAMA, 2011). Belan (2018) e Pettersson (2018) referem-se a redundância como uma propriedade inerente desses sistemas, pois em casos de falha são passíveis de reconfiguração preservando a função do controlador. Estas características tornam a hidráulica digital uma opção especialmente interessante para aplicações aeronáuticas que requerem altos níveis de confiabilidade e redundância para garantir a segurança operacional de seus sistemas.

Assim, para contribuir com o amadurecimento da proposta do uso de atuadores digitais na aviação, é necessário que análises criteriosas da ocorrência de falhas e seu impacto no desempenho sejam amplamente realizadas. Desta forma, os resultados aqui apresentados contribuem para a compreensão do comportamento dinâmico de um atuador hidráulico digital para fins de controle de superfícies primárias de voo, com foco no impacto de potenciais falhas na controlabilidade e na degradação dos requisitos de projeto. Como resultado, a pesquisa apresenta uma avaliação dos efeitos das falhas sobre o comportamento do sistema em diferentes condições, e seu impacto na atitude da aeronave modelada.

¹ O conceito e os limites dos tipos de falhas na aviação civil e militar são apresentados na Seção 2.2.1.

1.2 OBJETIVOS

O objetivo geral desta dissertação é avaliar os efeitos de diferentes falhas no comportamento dinâmico de um Atuador Hidráulico Digital - *DHA*, com foco no entendimento da degradação na controlabilidade, desempenho do atuador e na atitude da aeronave.

Tal propósito é atingido ao se considerar os seguintes objetivos específicos:

- Avaliar os efeitos dos cenários de falha, mapeados por Pettersson (2018), no comportamento dinâmico do atuador através de simulação computacional e ensaios em laboratório;
- Estabelecer uma lógica causal entre os cenários de falha e seus impactos no comportamento dinâmico do sistema, buscando verificar a integridade dos requisitos de projetos;
- Estabelecer critérios de falha para o *DHA*, visando o caso particular de um sistema para atuação de superfície de controle de uma aeronave;
- Propor estratégias para a readaptação do sistema de controle em casos de falha, afim de garantir redundância do sistema.

1.3 JUSTIFICATIVA E CONTRIBUIÇÕES

Conforme descrito anteriormente, assumindo a vanguarda na América Latina sobre a temática de hidráulica digital, o LASHIP vem apresentando diversos trabalhos com resultados que corroboram com a viabilidade técnica desta tecnologia. Neste contexto, os estreitos laços criados envolvendo os integrantes da parceria Brasil-Suécia, o LASHIP assume um papel protagonista no que diz respeito ao uso desta tecnologia para concepção de novos atuadores para aplicações aeroespaciais, demonstrando ganhos significativos em eficiência energética.

Deve-se destacar, que o lapso temporal em que os trabalhos desta parceria foram desenvolvidos, são consonantes ao contexto dos avanços no programa de substituição da frota de aeronaves de caça da Força Aérea Brasileira (FAB), o qual compreende a aquisição e transferência de tecnologia de 36 unidades da aeronave *SAAB JAS 39 Gripen E/F*. Portanto, nas próximas décadas, é esperado reflexos desta modernização da frota de aeronaves, na indústria de defesa nacional, colaborando para o desenvolvimento de novos sistemas, tais quais os estudados pelo grupo de pesquisa LASHIP-UFSC, *FLUMES-LIU*, *CERTI* e *SAAB AB*.

Assim, no campo de aviação militar, normas que estabelecem requisitos rígidos de desempenho e segurança são norteadoras no desenvolvimento de novas concepções de sistemas

para atuação em aeronaves. Sobretudo, em se tratando do acionamento de superfícies primárias, é imprescindível que avaliações sobre os requisitos de redundância a falha sejam amplamente realizadas com o fim de garantir a segurança operacional do sistema de atuação e, conseqüentemente, a segurança de operação da aeronave.

Atualmente, ainda são escassos os estudos de sistemas hidráulicos digitais em condições de falha. Torna-se imprescindível, portanto, para colaborar com a validação desta tecnologia, o aumento de pesquisas sobre caracterização e diagnóstico dos modos de falha, impactos das falhas na performance do sistema e técnicas de controle adaptativas a falha.

Neste sentido, o trabalho apresentado nesta dissertação apresenta relevantes contribuições nesse campo, tais como:

- Fornecer uma relação de causalidade entre diferentes tipos de falha e a degradação do desempenho dinâmico e da controlabilidade do *DHA*;
- Definir cenários críticos de falhas, a partir da associação entre os impactos no perfil de forças do *DHA* e no seu desempenho operacional;
- Estabelecer critérios para os novos limites operacionais, da aeronave e do atuador, em casos de falha, baseados na relação entre nível de força resultante e o carregamento externo;
- Verificar a eficácia de estratégia de controle adaptativa a falha proposta para garantir a redundância operacional do *DHA*.

1.4 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Esta dissertação está estruturada em seis capítulos, conforme descrito a seguir.

O Capítulo 2 apresenta uma revisão bibliográfica sobre temas tratados nesta dissertação. Inicialmente, introduz-se uma fundamentação sobre a mecânica de voo, necessária para compreender os resultados de simulações com modelo da aeronave utilizado nesta dissertação. Posteriormente é apresentada uma visão geral sobre sistemas de atuação para fins aeroespaciais, onde são discutidas as principais topologias de atuadores, arquitetura de sistemas aeronáuticos e requisitos de confiabilidade e desempenho. Por fim, é apresentado conceitos fundamentais em hidráulica digital, as topologias estudadas e os efeitos das falhas em sistemas digitais.

O Capítulo 3 destina-se a apresentação dos modelos e aparatos experimentais utilizados ao longo desta dissertação. Inicialmente é apresentado o modelo de aeronave utilizado nos estudos. Na sequência é apresentado a planta física e os seus modelos

desenvolvidos e por fim um modelo de atuador padrão para superfícies de controle, o qual é utilizado como *benchmark* neste estudo.

O Capítulo 4 apresenta os resultados experimentais da avaliação de falhas no *DHA* estudado, a validação do seu modelo matemático e a caracterização dos efeitos das falhas na dinâmica do sistema, via análise no domínio da frequência.

O Capítulo 5, apresenta a parametrização dos modelos desenvolvidos para atendimento dos requisitos de projeto para os *elevons* do modelo da aeronave estudado, bem como resultados de simulações com atuadores, em diferentes cenários de falha, para missões distintas estabelecidas para o modelo da aeronave.

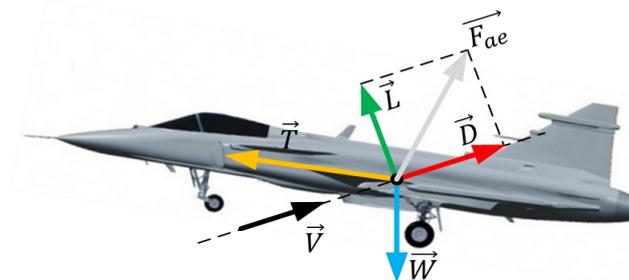
Por último, no Capítulo 6 são apresentadas as conclusões sobre o trabalho.

2 REVISÃO BIBLIOGRAFICA

2.1 FUNDAMENTOS DE AERODINÂMICA E MECÂNICA DE VOO

Quatro forças básicas estão envolvidas na análise de uma aeronave em voo, são elas: Sustentação (\vec{L}), Arrasto (\vec{D}), Tração (\vec{T}) e Peso (\vec{W}). A sustentação e o arrasto são chamadas de forças aerodinâmicas pois são produzidas devido ao movimento relativo entre a aeronave e o ar em seu entorno, a tração é fornecida pelo sistema propulsivo da aeronave e a força peso corresponde a atração gravitacional referente a massa da aeronave. A sustentação e o arrasto são componentes da força aerodinâmica (\vec{F}_{ae}), a primeira perpendicular e a segunda paralela em relação a velocidade do escoamento do ar, como apresentadas na Figura 2.1 (MORRIS; BOSSERT; HALLGREN, 2003).

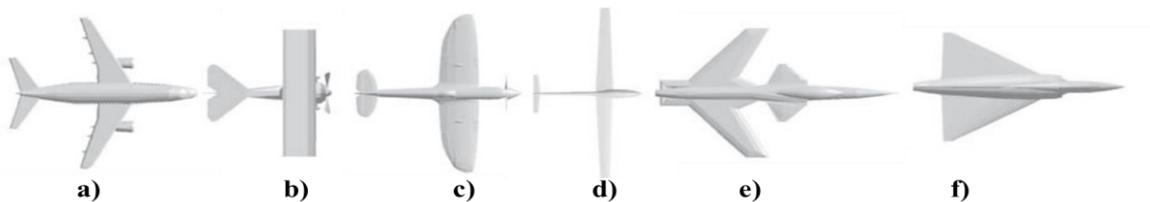
Figura 2.1 – Ilustração simplificada das forças básicas em uma aeronave.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Ribeiro(2018a).

Em resumo, as origens das componentes da força aerodinâmica estão relacionadas a perturbação da distribuição de pressão e tensão de cisalhamento no escoamento do ar ao longo do perfil da asa. Esta perturbação também causa um momento (M_M), denominado momento aerodinâmico de arfagem. As forças e momentos aerodinâmicos estão intimamente ligados com o perfil geométrico da asa, existindo uma infinidade de configurações que proporcionam características diferentes aos componentes aerodinâmicos e a construção da aeronave em si, assim como é apresentado em alguns exemplos na Figura 2.2 (MCCLAMROCH, 2011; MORRIS; BOSSERT; HALLGREN, 2003).

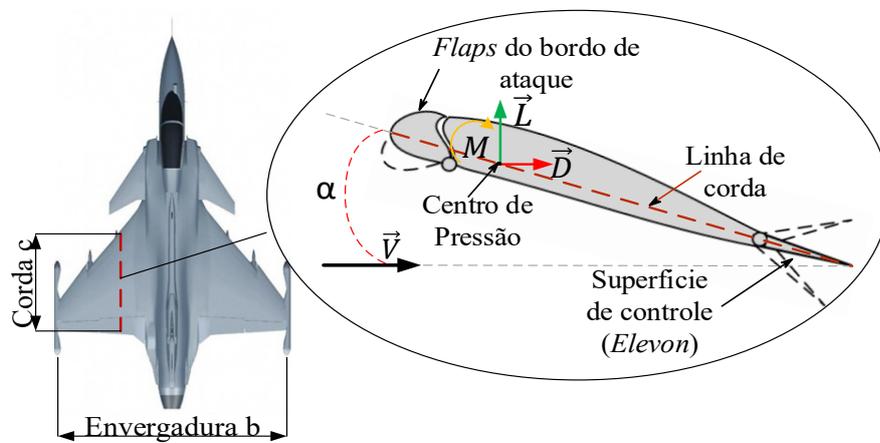
Figura 2.2 – Diferentes configurações de asa em aeronave, a) Flecha, b) Retangular, c) Elíptica, d) Trapezoidal, e) Flecha negativa, f) Delta.



Fonte: (MCCLAMROCH, 2011).

O princípio básico da teoria de aerodinâmica independe do perfil em questão, bastando para seu entendimento conhecer a geometria básica do modelo de um aerofólio, ilustrado na Figura 2.3 para o perfil de aeronave utilizado neste trabalho (HALE J. F., 1984). Na análise aerodinâmica, os valores de sustentação, arrasto e momento aerodinâmico de arfagem em uma aeronave podem ser avaliados em termos de coeficientes adimensionais devido a existência de similaridade geométrica e dinâmica do escoamento entre o modelo do aerofólio e a asa da aeronave propriamente dita (MORRIS; BOSSERT; HALLGREN, 2003).

Figura 2.3 – Geometrias básicas de um aerofólio de alta performance²



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Hale J. F.(1984).

Considerando o ângulo de ataque α formado entre o vetor velocidade (\vec{V}) e o bordo de ataque, a área planificada do aerofólio (S) que é definida pelo produto da envergadura (b) com a corda c , o número de Mach (m_a) e o número de Reynolds (Re) do escoamento, pode-se expressar os valores das componentes e momento aerodinâmico por (ANDERSON, 1999),

$$D = \bar{q} \cdot S \cdot C_D(\alpha, m_a, Re), \quad (1)$$

$$L = \bar{q} \cdot S \cdot C_L(\alpha, m_a, Re), \quad (2)$$

$$M_M = \bar{q} \cdot S \cdot c \cdot C_M(\alpha, m_a, Re). \quad (3)$$

onde, C_D , C_L e C_M são respectivamente os coeficientes adimensionais de arrasto, sustentação e de momento de arfagem, c é a corda média da asa, e \bar{q} é a pressão dinâmica do escoamento não perturbado. Segundo McClamroch (2011), a pressão dinâmica (\bar{q}) é influenciada diretamente pela massa específica do ar atmosférico (ρ_{atm}) que assume variações significantes a depender da altitude (z) da aeronave e das características atmosféricas do voo, sendo expressa por

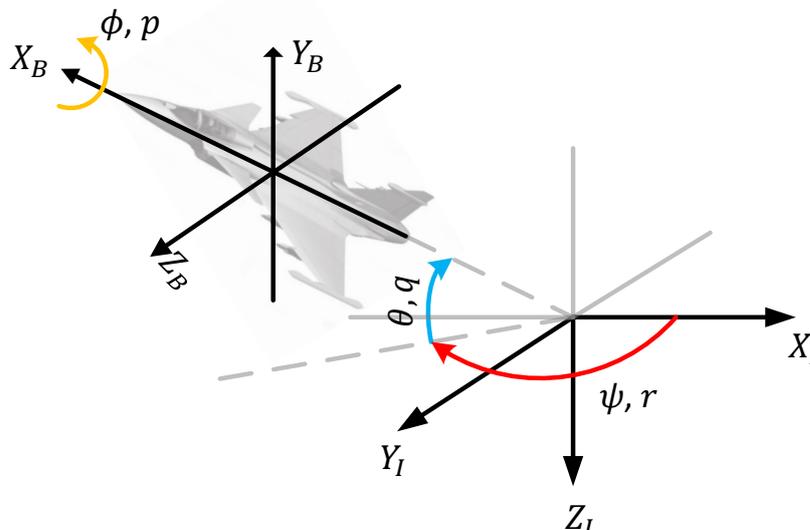
² A Figura 3.2 apresenta com detalhes as superfícies de controle da aeronave utilizada neste trabalho.

$$\bar{q} = \frac{1}{2} \cdot \rho_{atm}(z) \cdot V^2. \quad (4)$$

Considerando a aeronave como um corpo rígido, é necessário definir sistemas de coordenadas para realizar a sua análise cinemática. Dois sistemas de coordenadas são utilizados: O sistema de referência inercial fixado em relação a terra, denominado Sistema de Referência Inercial Terrestre – SRI, e o sistema fixo ao corpo do avião, denominado Sistema de Referência do Corpo – SRC (NELSON, 1998).

Ribeiro (2018) apresenta a convenção adotada para o SRI onde: X_I esta orientado para o norte, Z_I para o centro da terra e Y_I completa o sistema destrógiro. Nesta lógica o SRC adota X_B orientado ao o nariz da aeronave, Z_B ao ventre da aeronave, e Y_B para a asa direita. Os ângulos de Euler ϕ , θ e ψ , são utilizados para a orientação do movimento do SRC em relação ao SRI, denominados ângulos de rolagem, arfagem e guinada e p , q e r representam a taxa de variação angular destes. As definições apresentadas neste parágrafo são ilustradas na Figura 2.4.

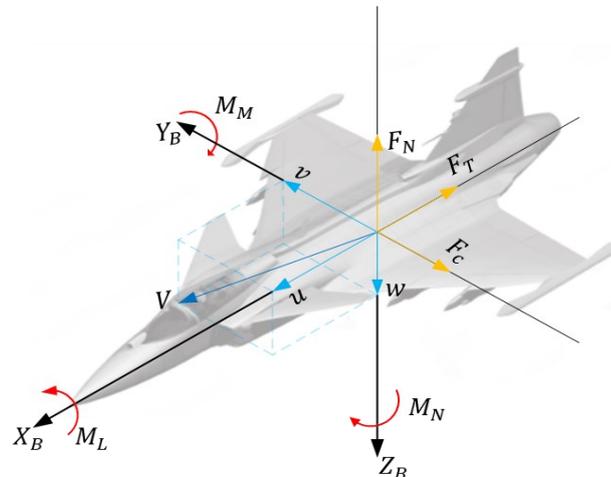
Figura 2.4 - Sistemas de coordenadas de referência



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Ribeiro (2018) e Forssell & Nilsson (2005).

Conforme Nelson (1998), seis graus de liberdade estão envolvidos na análise do movimento de uma aeronave. Três estão relacionados a translação, correspondentes as componentes de velocidade u , v e w e forças F_N , F_T e F_C (denominadas forças normal, tangencial e lateral respectivamente) ao longo dos eixos do SRC. Outros três graus são referentes ao movimento de rotação, correspondentes aos momentos M_M , M_L e M_N (denominados momentos de arfagem, rolagem e guinada) em cada um dos eixos do SRC. A Figura 2.5 ilustra a disposição das forças e momentos ao longo dos eixos no sistema de referência do corpo da aeronave.

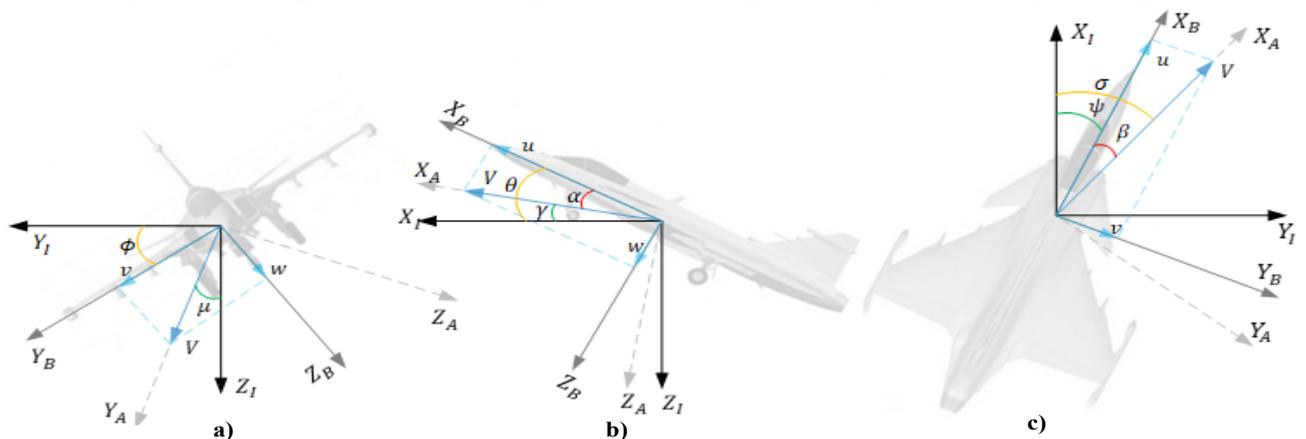
Figura 2.5 - Distribuição das componentes de velocidade, forças e momentos no SRC



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Forssell & Nilsson (2005) e Nelson (1998).

Assim como ilustrado na Figura 2.6, tomando a velocidade da aeronave \vec{V} em relação ao SRI é possível determinar mais um sistema de coordenadas, denominado Sistema de Referência Aerodinâmico – SRA, onde X_A está alinhado ao vetor velocidade, Z_A orientado no plano de simetria e perpendicular a X_A , e Y_A é simultaneamente ortogonal a esses e orientado para a asa direita. Com o SRA é possível definir dois ângulos em relação ao SRC, α e β , denominados ângulos de ataque e derrapagem, e mais três ângulos em relação ao SRI, σ , γ e μ , denominados ângulos de rumo, trajetória e de rolamento aerodinâmico (RIBEIRO, 2018b).

Figura 2.6 - Ângulos de Euler: a) plano frontal, b) plano longitudinal, c) plano superior



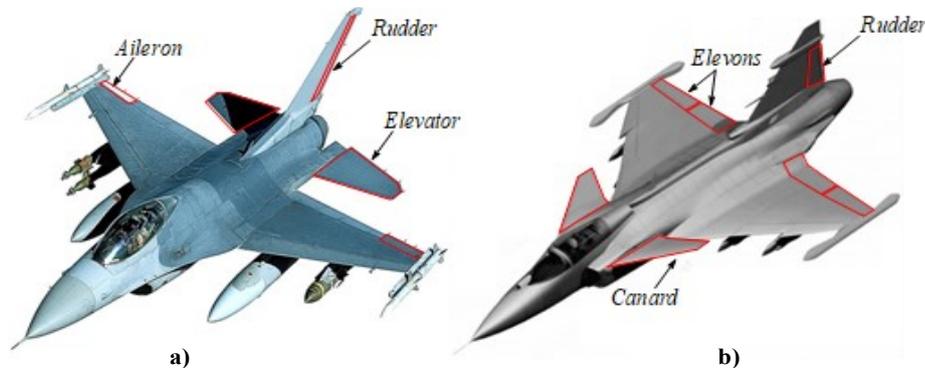
Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Ribeiro (2018) e Forssell & Nilsson (2005).

Doze equações diferenciais não lineares são utilizadas para descrever o movimento completo da aeronave, sendo estas derivadas de uma dedução matemática extensa que é apresentada em sua totalidade em Morris, Bossert & Hallgren (2003). É suficiente para esta dissertação uma visão geral da aeronave como um sistema mecânico, sendo aqui apresentado seus estados e controles. Os estados compreendem as derivadas temporais das grandezas já

apresentadas, se relacionando respectivamente: \dot{V} , $\dot{\alpha}$ e $\dot{\beta}$ com a dinâmica de translação, \dot{p} , \dot{q} e \dot{r} com a dinâmica de rotação, \dot{x} , \dot{y} e \dot{z} com a cinemática de translação e $\dot{\phi}$, $\dot{\theta}$ e $\dot{\psi}$ com a cinemática de rotação. As variáveis de controle são representadas pela entrada do piloto π_p , e deflexões das superfícies de controle δ .

No geral, as superfícies de controle podem ser classificadas em dois grupos: controle primário e controle secundário, onde as superfícies primárias controlam as atitudes principais da aeronave e as secundárias são responsáveis por alterações nas configurações aerodinâmicas como: aumento de sustentação, estabilização, compensação de movimentos, e frenagem aerodinâmica. Assim como apresentado na Figura 2.7, a configuração tradicional de aeronave dispõe como superfícies principais *elevators*, *rudder* e *aileron*s, para controlar os movimentos de arfagem, guinada e rolagem, respectivamente. Configurações diferentes de aeronaves podem utilizar outras superfícies principais de controle, como é o caso da configuração em *delta-canard*, que utiliza *elevons* (combinação de *elevators* com *aileron*s) para os movimentos de arfagem e rolagem, *rudder* para o movimento de guinada e *canards* como estabilizadores longitudinais (MOIR & SEABRIDGE, 2008).

Figura 2.7 – a) Superfícies de controle na aeronave *Lockheed Martin F-16*, b) Superfícies de controle da aeronave *SAAB JAS 39 Gripen*.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Sadraey (2012) e Moir & Seabridge (2008).

Apesar de cada superfície primária representar uma variável de controle, para fins de simplificação pode-se descrever apenas uma única variável para superfícies do mesmo tipo. Assim, considerando uma aeronave *delta-canard*, as variáveis de controle são, respectivamente, as deflexões no manete do piloto (π_p) e nos *elevons* (δe), *canards* (δc) e *rudder* (δr). Desta forma, o conjunto dos doze estados e quatro controles formam um sistema descrito por

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (5)$$

onde f é função não linear representada pelos estados $X = [V, \alpha, \beta, p, q, r, x, y, z, \phi, \theta, \psi]^T$ e pelos controles $U = [\pi_p, \delta e, \delta c, \delta r]^T$.

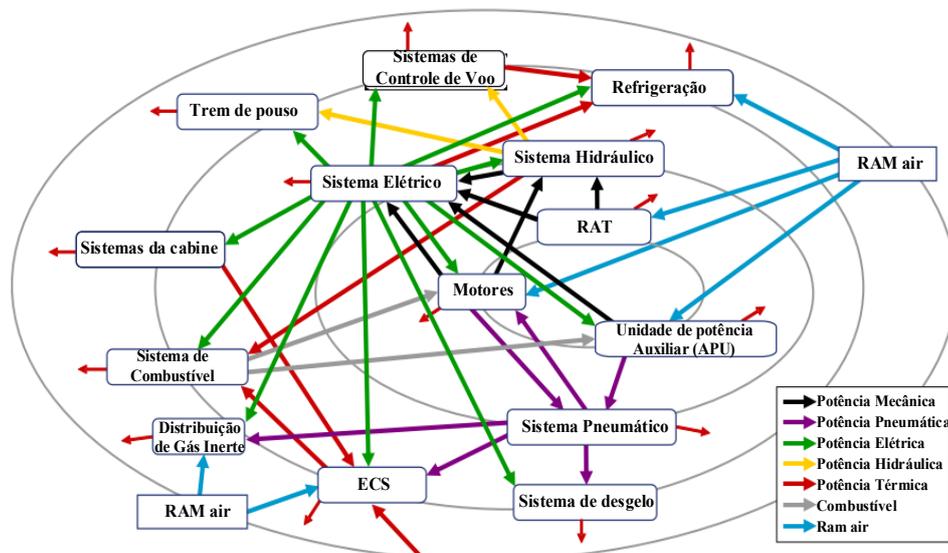
Esta representação matemática da cinemática e dinâmica da aeronave enquanto sistema é particularmente útil para a análise do desempenho em movimentos e manobras da aeronave, bem como para o projeto de sistema de controle, estabilizadores e outros recursos que impactam na performance do voo. Adicionalmente, a depender da avaliação do movimento a ser estudado, alguns estados e controles podem ser suprimidos com fins de simplificação.

2.2 SISTEMAS DE CONTROLE DE VÔO PARA AERONAVES

Uma aeronave é um sistema complexo composto por milhares de componentes e subsistemas responsáveis por executar as funções que viabilizam sua operação. A função dos sistemas de atuação de uma aeronave pode ser entendida como o ato de converter e transmitir as inúmeras fontes de energia disponíveis a exemplo: a energia hidráulica convertida em mecânica nos atuadores das superfícies de controle (MARÉ, 2016).

A Figura 2.8 ilustra a complexidade da rede de energias criada pela conexão entre as numerosas fontes de potência na aeronave de transporte civil Airbus A320. Neste diagrama as energias, representadas pelas setas, fluem a partir dos sistemas geradores localizados no anel interno, para os sistemas distribuidores no anel intermediário, seguindo para os sistemas de atuação situados no terceiro anel; por fim, a energia contida no ar circundante a aeronave é representada no quarto anel (MARÉ, 2016). Restringindo-se ao projeto de sistema de controle de voo, a função de atuação pode ser entendida como conversão de um sinal de comando em trabalho, mais especificamente por meio do acionamento dos atuadores das superfícies de controle, com o objetivo de controlar a atitude da aeronave em voo.

Figura 2.8 – Fluxo de energia na aeronave Airbus A320

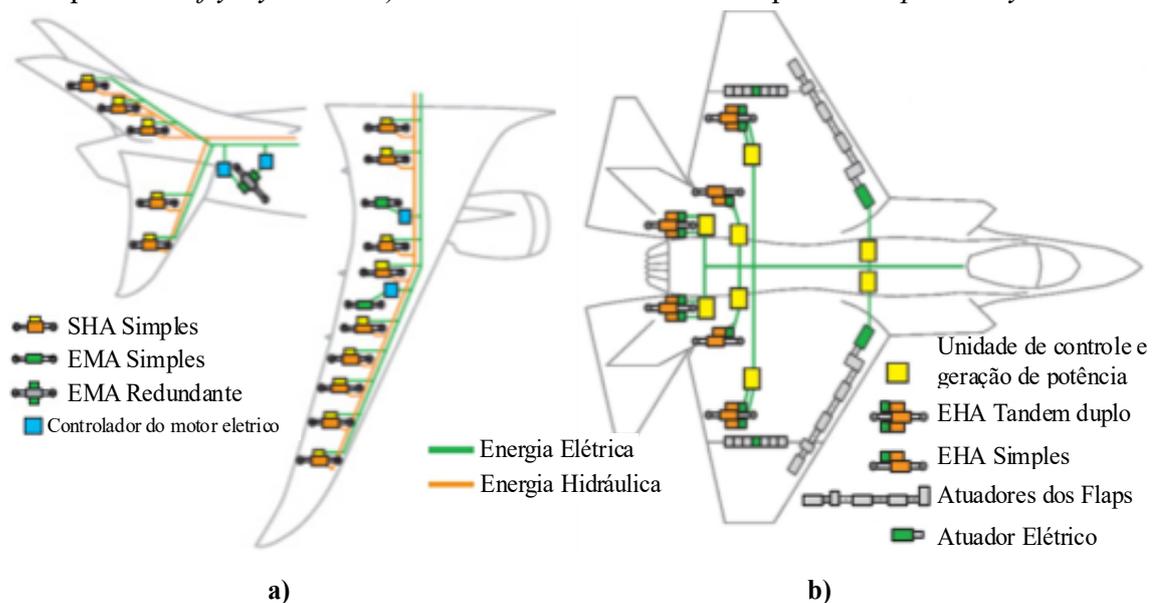


Fonte: Traduzido pelo autor e disponível em Maré (2016).

Conforme apresentado por Moir & Seabridge (2008), os sistemas de controle de voo (“*Flight Control Systems – FCS*”) avançaram consideravelmente ao longo dos anos, passando pelo pioneiro acionamento mecânico via cabos que alterava a curvatura das asas nos primeiros biplanos, uso seu conjunto com superfícies de controle articuladas com inserção de polias, correntes e contrapesos que reduziram os esforços realizados pelo piloto e a introdução dos primeiros sistemas hidráulicos em meados de 1940. É notória a evolução dos *FCS* concomitante aos sistemas propulsivos, pois estes elevaram as velocidades de voo a regiões transônicas e supersônicas, provocando instabilidades e por consequência impossibilitando controlar por comandos manuais os movimentos da aeronave.

Em meados da década de 1980, com os avanços tecnológicos na área da eletrônica e computação, foram desenvolvidas concepções de sistemas que desvincilhavam totalmente o elo mecânico entre o piloto e o comando dos atuadores das superfícies de controle, levando a concepção dos conceitos “*fly-by-wire - FBW*” e “*power-by-wire - PBW*”(WANG; TOMOVIC & LIU, 2016). Assim como ilustrado na Figura 2.9, o conceito *FBW* se refere à comunicação via sistema eletroeletrônicos entre o comando manual do piloto e sistemas de controle de voo, que são alimentados por unidades centrais de potência. Já o termo *PBW* está ligado a substituição de sistemas centrais de geração e distribuição de energia por sistemas descentralizados, acionados localmente via atuadores elétricos (BOJOI; NEACSU & TENCONI, 2012).

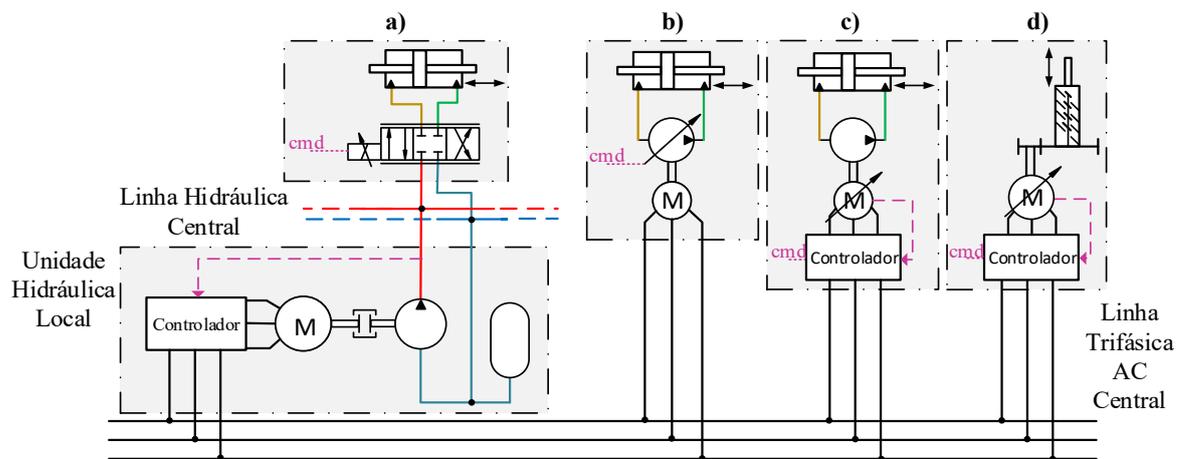
Figura 2.9 – Comparativo entre arquitetura de sistemas de aeronave: a) Boieng B787 em arquitetura “*fly-by-wire*” b) Lockheed Martin F35 em arquitetura “*power-by-wire*”.



Fonte: Traduzido e modificado pelo autor e disponível em Chambers (2008).

Múltiplas alternativas de atuadores para composição dos *FCS* foram concebidas dentro dos conceitos *FBW* e *PBW*. Devido aos altos níveis de desempenho e segurança requeridos na aplicação aeroespacial, as exigências de projeto podem ser atendidas por múltiplos princípios tecnológicos. Além de diversas, as soluções não são definitivas, sendo assim constantemente aprimoradas ou até mesmo substituídas. A Figura 2.10 apresenta representações simplificadas dos atuadores mais comuns utilizados dentro desses conceitos.

Figura 2.10 – Atuadores para sistemas de controle de voo: a) Atuador Servo-Hidráulico – *SHA*, b) e c) Atuadores Eletro-Hidrostáticos – *EHA*, d) Atuador Eletromecânico – *EMA*.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Maré (2017).

A Figura 2.10 a) apresenta o acionamento via servoválvula, constituindo um SHA. Esse atuador está dentro do conceito *FBW*, podendo ser alimentado por uma linha hidráulica central ou unidades hidráulicas locais responsáveis por vários outros atuadores (MARÉ, 2016). Em geral, apresentam boa resposta dinâmica e precisão, mas baixa eficiência energética devido a vazamentos internos e controle restritivo (ALLE *et al.* 2016; DE NEGRI, *et al.* 2014).

Dentro do conceito *PBW*, na Figura 2.10 b) e Figura 2.10 c) são ilustradas variações de atuadores eletro-hidrostáticos que se diferenciam apenas na forma de controle. O primeiro utiliza uma bomba de deslocamento variável controlada por um motor elétrico, já o segundo dispõe de uma bomba de deslocamento fixo e motor elétrico com frequência rotacional variável. Este tipo de atuador apresenta eficiência melhor que o *SHA* e dispensa a alimentação hidráulica central, contribuindo com a redução de peso (MARÉ, 2017; WANG, 2012).

Por sua vez, na Figura 2.10 d) é representado o atuador eletromecânico, o qual é composto por elementos de transmissão mecânica como engrenagens e fusos. No geral, são compactos e apresentam alta eficiência energética e também são classificados dentro do conceito *PBW* (ALLE *et al.*, 2016; CAO *et al.*, 2012).

Atualmente, resultados de estudos com a arquitetura de sistemas aeronáuticos *MEA*, tem demonstrado determinadas vantagens na substituição das tecnologias tradicionais pelos sistemas elétricos. Sobretudo as vantagens desta tecnologia estão ligadas a alta eficiência energética, intrínseca à transmissão elétrica e as características do conceito *PBW*.

Todavia, algumas limitações dos atuadores utilizados nesse conceito ainda necessitam de aprimoramento: Roboam (2011) e Wang (2012) apontam a baixa confiabilidade dos equipamentos elétricos em relação aos hidráulicos; Naayagi (2013) e Wang, Tomovic & Liu, (2016) relatam a menor durabilidade e presença de falhas de bloqueio em atuadores *EMA* o que restringe sua aplicação nos controles primários da aeronave; adicionalmente, Alle *et al.* (2016) e Qiao G. *et al.* (2017) discorrem sobre como a eficiência energética do *EHA* é altamente dependente de suas condições operacionais.

Neste contexto, os atuadores hidráulicos ainda exercem um papel central na aviação moderna, tanto no campo civil como no militar. Os autores Wang, Tomovic & Liu (2016) atribuem a este fato o retrospecto histórico e as vantagens técnicas do uso da energia hidráulica em sistemas de aeronaves, tais como:

- Alta eficiência na amplificação de potência, pois requer pequenos esforços de controle;
- Alta precisão e resposta dinâmica nos controles de posição e força com possibilidade de ajuste quase infinita de limites, direção e tipo de movimento;
- Capacidade de lidar com várias cargas simultaneamente de forma independente em paralelo ou em série;
- Operação suave, sem vibrações e baixa interferência de variação de carga;
- O fluido hidráulico auxilia na liberação do calor gerado pelas perdas internas e ainda serve como lubrificante aumentando a vida útil dos componentes.

Portanto, em se tratando das funções críticas na operação de aeronaves e somado a falta de maturidade tecnológica na aplicação de atuadores elétricos, ainda é dominante o uso da hidráulica na composição dos sistemas principais de controle de voo (MARÉ, 2017). Por sua vez, o emprego de atuadores elétricos no controle de funções secundárias ou como sistema de redundância aos atuadores hidráulicos, como nas aeronaves Airbus A320 e Boeing 737, são os exemplos atuais do uso desta tecnologia (WANG, 2012).

2.2.1 Requisitos de Confiabilidade e Redundância em Sistemas de Controle de Voo

A disponibilidade dos sistemas de controle de voo é essencial para operação de qualquer aeronave, principalmente no que tange à função de controle das superfícies primárias. A falha em qualquer controle primário é considerada catastrófica, comprometendo a segurança do voo. Portanto, os sistemas de atuação devem ser projetados conforme uma ótica de prova ou tolerância a falhas, sendo capazes de operar em, ou muito perto de, seu pleno desempenho na ocorrência de falhas simples ou múltiplas (WANG; TOMOVIC; LIU, 2016).

Para garantir a alta disponibilidade dos sistemas e da própria aeronave, várias normas de agências regulatórias internacionais da aviação dispõem sobre requisitos mínimos de confiabilidade a serem seguidos na fase de projeto. A FAA 120-17B (2018) define a confiabilidade como: “a probabilidade de um item desempenhar funções esperadas durante um intervalo de tempo especificado sob condições definidas”. Devido ao caráter probabilístico, a confiabilidade pode ser avaliada por múltiplos modelos matemáticos para descrever seu comportamento em um sistema ou função. No que diz respeito a falhas aleatórias é comum que se expresse a confiabilidade $R(t)$ por uma distribuição exponencial definida por

$$R(t) = e^{-\lambda t} \quad (6)$$

onde λ é a taxa de falhas, definida em falhas por unidade de tempo, e t é o tempo de serviço. Matematicamente uma alta confiabilidade é alcançada quando o termo λt é muito pequeno e $R(t)$ se aproxima de 1 (WANG, 2012).

Conforme Maré (2016), o desafio de atender os requisitos de confiabilidade em *FCS* está em quantificar a aceitabilidade dos riscos. Segundo o autor, os *FCS* devem possuir propriedades mínimas de segurança, a depender do seu nível hierárquico de criticidade, a fim de manter os riscos sob controle. Portanto, ao se projetar sistemas e componentes de aeronaves, deve-se avaliar a criticidade dos riscos de suas falhas, definida como a relação entre a gravidade dos danos potenciais e a sua probabilidade de ocorrência (taxa de falhas, dada em falhas por hora de voo). Nesse sentido, a depender do tipo e aplicação da aeronave, diretrizes regulatórias internacionais auxiliam na definição dos limites aceitáveis de riscos.

Na aviação civil a taxa de falha mínima tolerada para um evento classificado como catastrófico é de 10^{-9} falha por horas de voo. Para as demais classes de gravidade tal valor é aumentado progressivamente em 100 vezes. A Tabela 2.1 apresenta um resumo das classes de gravidade e taxas de falhas permissíveis na aviação civil conforme diretrizes das agências reguladoras *FAA* e *JAR*.

Tabela 2.1 – Classes de gravidade e taxas de falhas permissíveis para aviação civil

Classificação de Gravidade	Probabilidade Qualitativa	Probabilidade Quantitativa (/ hora de voo)
Catastrófica Risco de Morte, perda total dos sistemas ou da aeronave.	Improvável Muito improvável, sua ocorrência não pode ser experimentada	$<10^{-9}$
Perigosa Risco de morte e/ou ferimentos, significativa redução da segurança	Remota Improvável mas possível de ocorrer durante a vida do sistema	$10^{-7} - 10^{-9}$
Maior Risco de ferimento de passageiros, redução da segurança	Ocasional Provavelmente ocorrerá em algum momento da vida do sistema	$10^{-5} - 10^{-7}$
Menor Redução na performance, procedimentos de emergência	Provável Vai ocorrer várias vezes durante a vida do sistema	$10^{-3} - 10^{-5}$
Não afeta a segurança	Frequente Ocorre frequentemente	$10^{-0} - 10^{-3}$

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em FAA(2013), Maré (2016) e Wang (2012).

A norma USAF MIL-F-9490D (1975) formaliza os conceitos de imunidade à falha, segurança de voo e confiabilidade da missão como requisitos dos *FCS* para aplicações militares. Ambos conceitos estão intimamente ligados, enquanto o primeiro é especificado em termos absolutos, os demais são definidos quantitativamente em termos probabilísticos. A abordagem matemática para segurança de voo e confiabilidade são similares, ambas correlacionam a confiabilidade (R_M) e segurança de voo (R_S) requeridos na missão com seu respectivo fator de alocação ($A_{M(FCS)}$ ou $A_{S(FCS)}$), especificados pelo contratante e utilizados para distribuir a relevância da confiabilidade entre os subsistemas e componentes que compõe o *FCS*. As máximas probabilidades de falha na missão ($Q_{M(FCS)}$) e de perda da aeronave ($Q_{S(FCS)}$) por voo são expressas, respectivamente, por:

$$Q_{M(FCS)} \leq (1 - R_M)A_{M(FCS)} \quad (7)$$

e

$$Q_{S(FCS)} \leq (1 - R_S)A_{S(FCS)}. \quad (8)$$

No que tange a taxa máxima de confiabilidade requerida na missão, quando o requisito R_M é especificado pelo contratante o sistema deve respeitar a relação descrita pela Equação (7), caso contrário a norma estabelece o requisito mínimo $Q_{M(FSC)} \leq 10^{-3}$. A mesma lógica é utilizada para a segurança de voo, utilizando a Equação (8) quando o requisito é especificado, caso contrário a norma recomenda a utilização dos valores apresentados na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 – Requisito quantitativo de segurança de voo para *FCS*.

Classe da Aeronave (Conforme MIL-F-8785C)	Max. Probabilidade de Perda da Aeronave (Falhas <i>FCS</i> / voo)
Classe III Aeronaves grandes e pesados de baixa a média manobrabilidade	$Q_{S(FSC)} \leq 5 \times 10^{-7}$
Asas Rotativas	$Q_{S(FSC)} \leq 25 \times 10^{-7}$
Classes I, II e IV I – Aviões Leves II – Aviões médios com baixa a média manobrabilidade IV – Aviões de alta manobrabilidade	$Q_{S(FSC)} \leq 100 \times 10^{-7}$

Fonte: Traduzido pelo autor e disponível em USAF MIL-F-9490D (1975).

Segundo a norma MIL-F-9490D (1975), a tolerância à falha é alcançada quando falhas improváveis não resultem nos seguintes efeitos antes da reação do piloto ou dispositivo de segurança: instabilidades aeroelásticas, instabilidade ou cargas estruturais fora dos limites da aeronave, incapacidade de aterrissagem com segurança, operação assimétrica não prevista ou degradação do *FCS* abaixo do estado operacional 3.

Os estados operacionais para *FCS* são estabelecidos na norma MIL-F-9490D (1975) e correlacionam sua degradação operacional à controlabilidade da aeronave que, por sua vez, são classificados em níveis de qualidade de voo (*Flying Qualities*) conforme a norma MIL-F-8785C (1980). A Tabela 2.3 apresenta um cruzamento de informações de ambas as normas, para auxiliar na classificação da gravidade de falhas no campo militar. Os envelopes de voo operacional (EO) e de serviço (ES) referem-se ao envelope geral da aeronave e ao envelope estabelecido para determinada missão e os níveis de qualidade de voo (N1, N2 e N3) estão relacionados a capacidade da aeronave em completar as missões operacionais para as quais o avião foi projetado³.

³No ANEXO I – Transcrição das definições dos termos técnicos das normas normas USAF MIL-F-8785C (1980) e MIL-F-9490D (1975) são apresentadas as definições dos principais termos das normas MIL-F-9490D (1975) MIL-F-8785C (1980) utilizadas nesta dissertação.

Tabela 2.3 – Estados operacionais dos *FCS* e Níveis de qualidade de voo.

Estados operacionais dos <i>FCS</i> MIL-F-9490D	Níveis de qualidade de voo MIL-F-8785C		
	N1: Claramente adequadas para missão	N2: Adequada para terminar a missão	N3: Min. condição segura de voo
EO1: Desempenho, segurança e confiabilidade normal.	EO	ES	
EO2: Degradação e/ou falha não crítica do <i>FCS</i> ; Aumento moderado do trabalho da tripulação; Compromete a eficácia da missão;		EO	ES
EO3: Baixo desempenho do <i>FCS</i> ; Término seguro de manobras e pouso; Trabalho excessivo do piloto; Eficácia inadequada da missão			EO/ES
EO4: Voo seguro contínuo não é possível; Controle mínimo para reiniciar motor e descidas controladas.	Pouso de emergência imediato		
EO5: Limita-se as manobras necessárias para atingir condição segura de evacuação da tripulação	Evacuação da tripulação		

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em MIL-F-9490D (1975) e MIL-F-8785C (1980).

Apesar de poder ser observada uma certa convergência na ideia de quantificação e classificação dos riscos de falhas potenciais, percebe-se que na aviação civil os requisitos são mais restritivos do que na aviação militar, visto que é considerada em média uma taxa de falha 100 vezes menor para falhas do tipo catastróficas. Esse fato pode ser atribuído a ideia de que na aviação civil a gravidade do risco envolve, além da tripulação, os numerosos passageiros transportados.

Em geral, sistemas *FBW* não apresentam níveis tão altos de confiabilidade, principalmente por apresentarem uma estrutura centralizada e elementos associados em série. Nesse sentido, uma falha em elemento intermediário pode levar à indisponibilidade de toda cadeia na sua sequência. Assim, os altos níveis de confiabilidade para *FCS* nessa configuração só são atingidos com o uso de sistemas redundantes (WANG, 2012).

Segundo a norma MIL-F-9490D (1975), a redundância é uma abordagem de projeto onde duas ou mais falhas independentes, em vez de uma única falha, são necessárias para produzir uma condição indesejável. No geral a redundância pode assumir as seguintes formas:

- a) Existência de dois ou mais componentes, subsistemas ou canais, cada qual capaz de executar plenamente ou parcialmente a função requerida;
- b) Dispositivos de monitoramento para detectar falhas, realizar alertas, desconexão ou comutação automática;
- c) Combinação dos dois recursos acima.

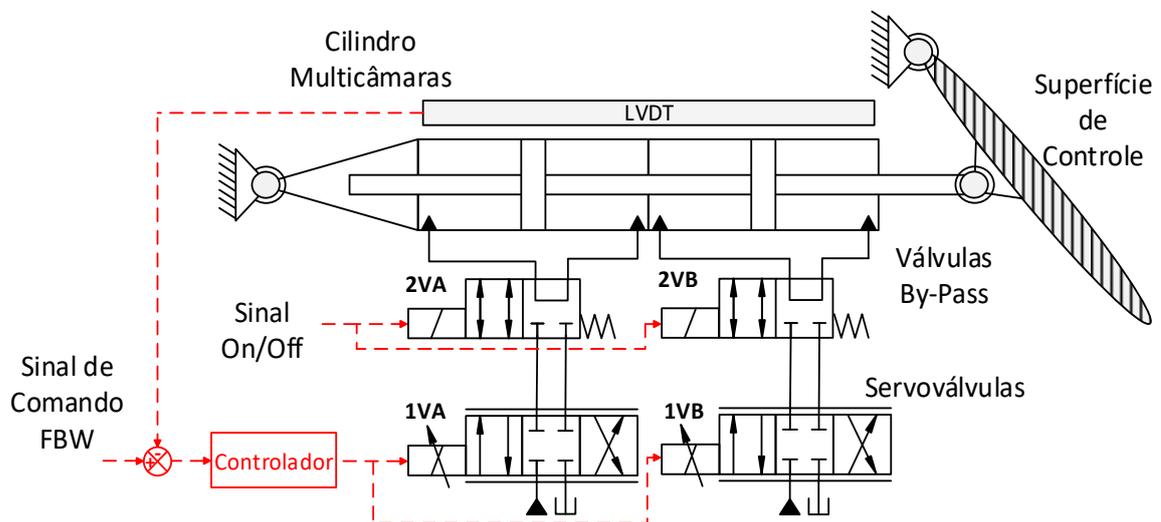
Conforme Wang (2012), altos níveis de confiabilidade utilizando a técnica de redundância são atingidos pois, ao se considerar n sistemas de atuação em operação conjunta, redundantes, de confiabilidade (R_i) e conectados em paralelo, a confiabilidade total do sistema é descrita por:

$$R = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - R_i). \quad (9)$$

A exemplo, considerando um sistema redundante composto por subsistemas iguais de confiabilidade constante igual a 0,8. Um sistema com redundância paralela dupla e paralela tripla alcança, respectivamente, 0,96 e 0,992 de confiabilidade. Isto justifica a previsão de redundâncias em *FCS* e na aviação como um todo⁴.

Para o controle de superfícies primárias na aviação militar, a configuração de sistema principal e tradicionalmente adotada é o uso de *SHA* dentro da configuração *FBW* (MOIR & SEABRIDGE, 2008). Esse sistema de atuação conta com servoválvulas em paralelo e que operam em conjunto um cilindro multicâmaras na configuração tandem. Usualmente esse sistema apresenta redundância dupla ativa, isto é, os dois atuadores operam em conjunto sendo cada um encarregado por 50% do nível de forças requerido. Essa configuração será utilizada neste trabalho e seu circuito simplificado hidráulico é apresentado na Figura 2.11.

Figura 2.11 – Circuito hidráulico simplificado de um *SHA duplex* em tandem.

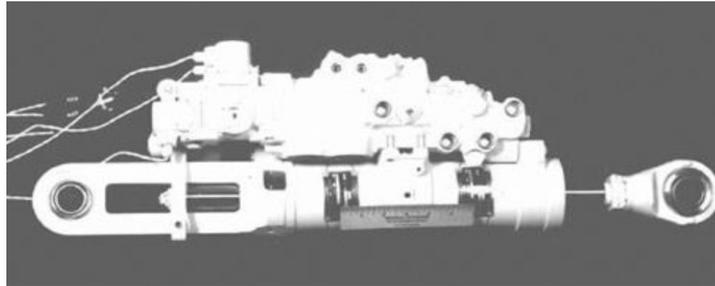


Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Belan *et al.* (2015).

⁴ No ANEXO II – são apresentadas as configurações mais usuais de redundância de atuadores para *FCS* segundo Wang (2012).

Na prática, os componentes apresentados são acoplados como um único equipamento mecatrônico conforme apresentado na Figura 2.12. De uma perspectiva simples, para controlar a deflexão da superfície de controle, uma malha de controle é fechada com a posição linear do cilindro, tendo as servoválvulas um papel decisivo no comportamento dinâmico do atuador. As válvulas de by-pass são utilizadas em casos de falha ou para um atuador operar no modo passivo, embora neste trabalho não sejam consideradas.

Figura 2.12 – *SHA duplex* das superfícies primárias da aeronave *Lockheed Martin F16*.

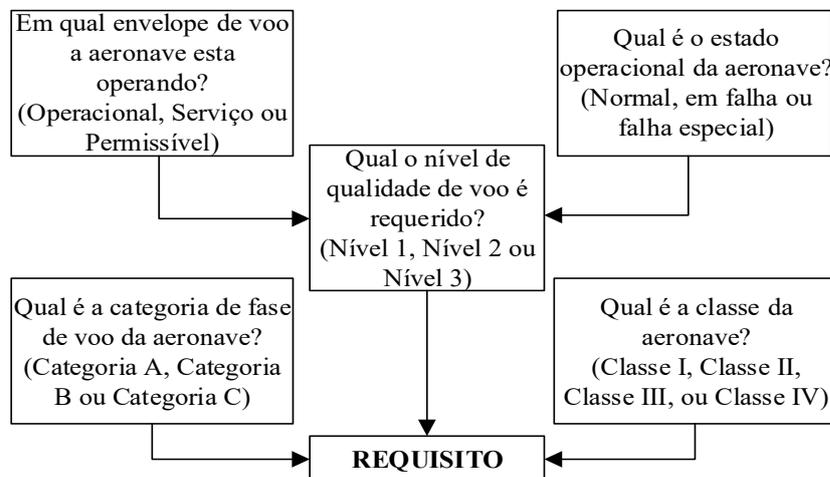


Fonte: (LYLE, 1983).

2.2.2 Requisitos de Projeto e Desempenho para Sistemas de Controle de Voo

Segundo Sadraey (2012) e Morris, Bossert & Hallgren (2003) a norma militar norte americana MIL-F-8785C (1980) tem-se mostrado como documento mais utilizado para obter os critérios de desempenho quantitativos para aeronaves pilotadas, apresentando um vasto e detalhado conjunto de requisitos que devem ser seguidos a fim de garantir níveis adequados de desempenho da missão e segurança de voo, independentemente da implementação ou mecanização do sistema de controle de voo. A Figura 2.13 é apresentada por Morris, Bossert & Hallgren (2003) para exemplificar um processo de decisão simplificado, com base no uso da norma a fim de determinar requisitos de desempenho de aeronaves.

Figura 2.13 – Processo de decisão simplificado utilizando a norma MIL-F-8785C (1980).



Fonte: Traduzido pelo autor baseado em Morris, Bossert & Hallgren (2003).

Dois pré-requisitos principais para um voo seguro são a estabilidade e a controlabilidade. Um comportamento estável implica em uma tendência da aeronave de retomar sua atitude original, ou seja, a aeronave é propensa a resistir a mudanças de estado, exigindo por sua vez, grandes esforços de controle para alterar sua atitude de voo (SADRAEY, 2012).

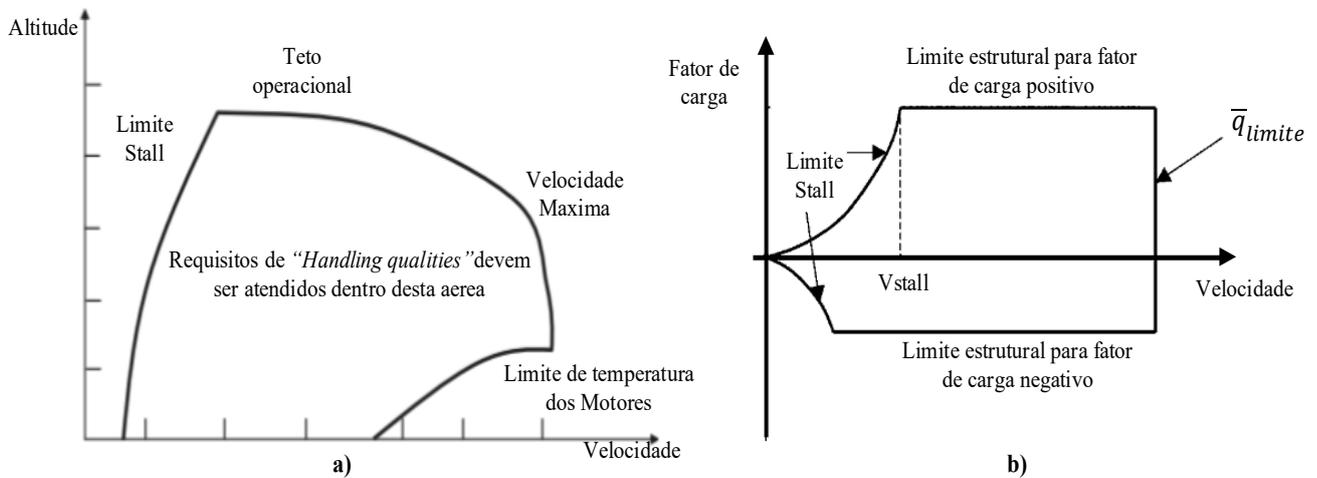
A dinâmica de uma aeronave está intimamente ligada a esses conceitos. A exemplo, em aeronaves civis a estabilidade é claramente preferida, tornando o voo menos susceptível a perturbações e, por consequência, mais seguro. Por outro lado, a instabilidade é desejada nos caças militares pois favorece a amplificação da dinâmica dos estados da aeronave, proporcionando altos níveis de manobrabilidade (WARD, 2017).

As relações entre ambas propriedades apresentadas exemplificam o conceito de “*Flying Qualities*”, que são definidos como o conjunto de características, de um dado tipo de aeronave, que estabelecem a facilidade e precisão com as quais o piloto poderá cumprir a missão determinada. Em outras palavras, são critérios técnicos qualitativos e quantitativos determinados pela norma MIL-F-8785C (1980), usados para se avaliar a qualidade de voo de aeronaves militares, tendo como premissa a análise desacoplada da estabilidade dos movimentos longitudinal e látero-direcional da aeronave.

Adicionalmente, a dinâmica e o acoplamento entre os estados da aeronave implicam em uma certa carga de trabalho “*workload*” para que o piloto atinja um desempenho desejado na missão, sendo este medido pelo nível de compensação exigido do piloto na aeronave, chamado de “*Handling Qualities*”. Esse conceito também é tratado pela norma MIL-F-8785C (1980), e apesar de ser relativamente mais difícil de se estimar quantitativamente, devido ao caráter subjetivo atribuído a opinião do piloto, é usualmente medido pela escala de *Cooper-Harper* (MORRIS; BOSSERT; HALLGREN, 2003).

Dessa forma, as superfícies de controle devem ser projetadas de modo que a aeronave possua qualidade de voo aceitável quando dentro do seu envelope voo (SADRAEY, 2012). O envelope de uma aeronave define os limites em termos de velocidade, altitude e fator de carga dentro dos quais deve ser capaz de operar a fim de cumprir a missão desejada. Um envelope operacional e estrutural típico é apresentado na Figura 2.14.

Figura 2.14 – Envelopes de aeronaves: a) envelope operacional típico de uma aeronave b) envelope estrutural típico de uma aeronave.



Fonte: Traduzido pelo autor baseado em Sadraey (2012) e Morris, Bossert & Hallgren (2003).

O cerne da problemática do projeto de atuadores para superfícies de controle se estabelece uma vez que não é tratado objetivamente pela norma, nem pelos documentos de referência indicados sobre como definir os requisitos de desempenho estáticos e dinâmicos. Durante a elaboração deste trabalho observou-se que é consenso entre as referências estudadas que as estimativas desses parâmetros requerem privilégios de informação, pois significam vantagens competitivas para as organizações do setor. Todavia, pode-se fazer uma análise comparativa entre as propriedades dinâmicas e estáticas dos atuadores e o seu impacto nos critérios de “*Flying & Handling Qualities*” para a aeronave em questão, possibilitando a definição de limites mínimos aceitáveis de seu desempenho.

Nesse sentido os autores Wang; Tomovic & Liu (2016) apresentam os seguintes dados básicos a serem considerados no projeto de atuadores hidráulicos para superfícies de controle:

- Níveis de pressão da linha de suprimento (p_s) e da linha de retorno (p_r);
- Momento externo máximo na superfície de controle (H_m) (“*Hinge Moment*”);
- Máxima deflexão da superfície de controle (δ_{max});
- Máxima velocidade angular, na condição sem carga, da superfície de controle ($d\delta_{max}/dt$);
- Ganho de regime permanente do sistema de alavanca (atuador/superfície) (K_δ);
- Momento de inercia da superfície de controle (J);
- Frequências de supressão dos modais de vibração da superfície (“*flutter*”) requeridas para o atuador (ω_n);
- Coeficiente de amortecimento do sistema de atuação (ξ).

Uma particularidade ressaltada por Krus *et al.* (2012) e Maré (2016) é que, em circunstâncias normais, na maior parte do tempo de voo de uma aeronave seus atuadores operam abaixo da capacidade máxima de trabalho projetada. Como exemplo, Maré (2016) apresenta as faixas operacionais do aileron de um Airbus A320 que utiliza de -80 a 20% da capacidade de força disponível e apenas 15% da sua velocidade máxima. Adicionalmente, na Tabela 2.4 são apresentados os dados do comparativo de Belan *et al.* (2015) entre os níveis de forças requeridos para a operação de uma aeronave de combate militar e uma de transporte civil.

Tabela 2.4 – Níveis de forças típicos em comparação a força máxima disponível.

Aeronave	Movimento	Decolagem ou Aterrisagem	Cruzeiro	Turbulência ou Combate
	Arfagem	20% / 40%	10% / 20%	60% - 100% p/ ambas
Militar/Civil	Rolagem	20% / 40%	10% / 20%	60% - 100% p/ ambas
	Guinada	5% / 10%	5% / 10%	60% - 100% p/ ambas

Fonte: Belan *et al.* (2015).

Segundo Erofeev *et al.* (2018), são impostos requisitos estritos de performance aos atuadores de superfícies primárias de voo, como a capacidade de operar sob uma amplitude de sinais tão baixa quanto 1% do seu curso. De forma geral, o atuador deve ser capaz de atingir o ângulo da superfície de controle exigido pelo *FCS* de forma rápida, precisa e estável, e ainda deve ser capaz a resistir a perturbações de forças aerodinâmicas, devendo o permanecer dentro de um intervalo de erro pré-definido (WANG, 2012).

Dessa forma, a correta determinação das propriedades estáticas e dinâmicas dos atuadores de controle de voo é uma etapa obrigatória no desenvolvido de *FCS* pois permitem a compreensão das suas características de desempenho e o seu impacto nas “*Flying & Handling Qualities*” na aeronave em questão. O principal documento que formaliza as diretrizes de obtenção desses dados para atuadores servo-hidráulicos é a norma SAE ARP 1218 (1974) De maneira a resumir os principais requisitos de desempenho identificados na literatura, comumente usados pelos fabricantes de aeronaves, na Tabela 2.6 são apresentados alguns valores típicos para cada qual.

Tabela 2.5 – Requisitos de desempenho para superfícies de controles.

Aeronave	Airbus A320	Boeing 767	Lockheed C-141	NASA F-18 SRA	General Dynamics F-16	NASA Hyper X43A	Aermacchi M346	Protótipo USAF	
Aplicação	Aileron SHA	Aileron SHA	Aileron SHA	Flaperon EHA	Rudder SHA	Rudder EMA	Aileron SHA	Genérica EMA	
Curso	mm °	44 ±25	85/-52 -	114	±30	66	65	±30	
Velocidade	mm/s °/s	90 55	118	195	120	88,9	≈ 180	80	
Força Máxima	kN kNm	48 8,6	85	59	6,5	11,12	65	4,2	
Frequência de Corte	Hz	≈ 1	≈ 3	4	7	3,8	7,5	4	8
Rigidez	kN/mm kNm/rad	- -	105	50	290	70	80	300	

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Maré (2016), Tagge, Irish & Bailey (1985), Waterman (1984), Thompson (1988), Navarro (1997), Raymond & Robinson (1981), Lin et al. (2008), Di Rito, DenetiI & Galatolo (2008), Di Rito & Galatolo (2012), Wood & Lewis (1978).

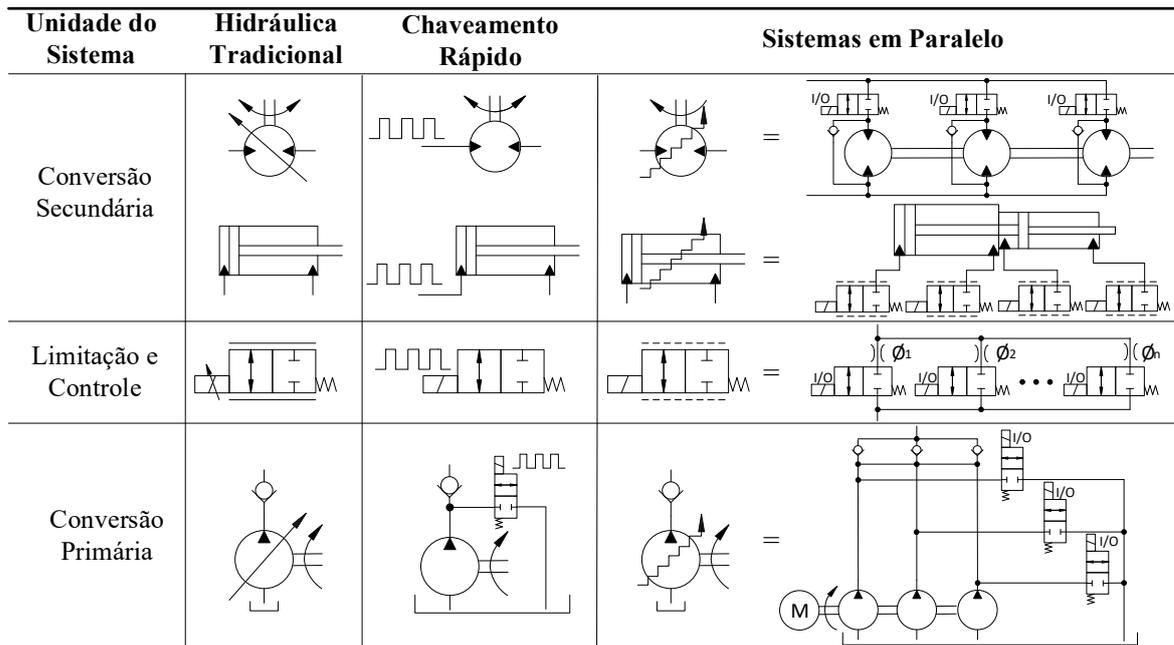
2.3 ATUADOR HIDRAULICO DIGITAL – *DHA*

2.3.1 Hidráulica Digital

Linjama (2011) define um sistema hidráulico digital aquele que possui componentes discretos capazes de controlar ativamente a saída. o princípio da hidráulica digital está em discretizar as saídas dos elementos tradicionais em diferentes níveis, minimizando a dissipação de energia ocasionadas por vazamentos internos e controle restritivo (LINJAMA, 2011).

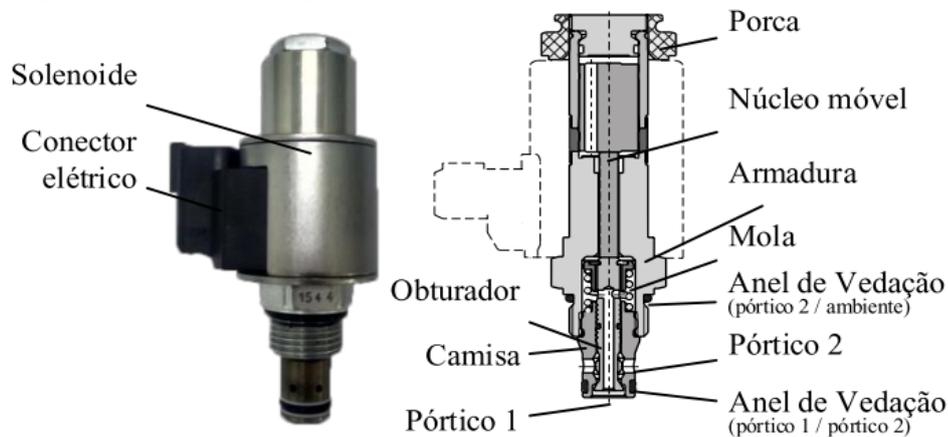
Conforme ilustra a Figura 2.15, a hidráulica digital pode ser implementada em todas as unidades de um sistema hidráulico, sendo suas soluções baseadas em duas estratégias de operação: elementos associados em paralelo ou chaveamento rápido (LINJAMA, 2011). Nos sistemas de chaveamento rápido são utilizadas uma ou mais válvulas controladas por meio da técnica de modulação por largura de pulso (*Pulse-Width-Modulation - PWM*), sendo a vazão de controle dependente da largura e da frequência de pulsos de chaveamento. Já os sistemas em paralelo, a vazão de controle é resultante da contribuição das válvulas selecionadas, sendo a quantidade e o tamanho das válvulas os fatores determinantes do comportamento do sistema.

Figura 2.15 – Soluções típicas em hidráulica digital.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Linjama (2011), Belan (2018), Nostrani (2021).

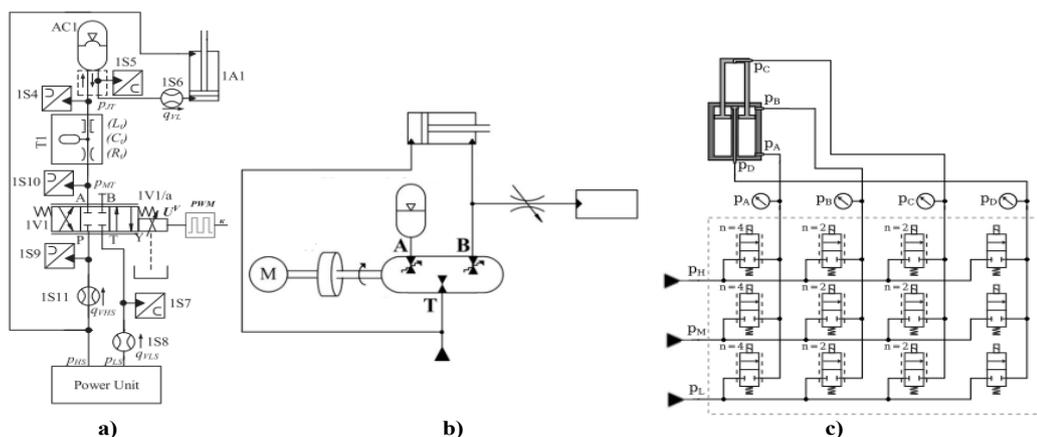
Em ambos conceitos adotados, as válvulas *on/off* são consideradas como componentes chaves para o adequado funcionamento destes sistemas digitais. O tipo de válvula usualmente adotada nestas aplicações é de assento, acionadas por solenóide e retorno por mola, podendo ser normalmente fechada ou normalmente aberta. Este tipo de válvula tem como característica serem de simples construção, apresentarem boa resistência a temperatura e a contaminantes e vazamento interno nulo ou desprezível, o que leva a terem baixas taxas de falha (da ordem de 10^{-6}) e conseqüentemente, altos níveis de confiabilidade (BELAN, 2018; LINJAMA, 2011; MANTOVANI, 2019; PETTERSSON, 2018). A Figura 2.16 apresenta uma típica válvula *on/off* que pode ser utilizada para compor sistemas hidráulico digitais.

Figura 2.16 – Foto e representação em corte de uma válvula *on/off* típica.

Fonte: (MANTOVANI, 2019).

Todavia, podem ser utilizados diversos componentes para compor os sistemas hidráulicos digitais, sendo preferencialmente adotado elementos de maior simplicidade construtiva e com alta resposta dinâmica. Assim, destaca-se o grande potencial da hidráulica digital em fornecer soluções robustas e tolerantes a falha, seja por meio da utilização de componentes menos propensos a falha, como válvulas *on/off*, ou a associação de elementos em paralelo, resultando em sistemas capazes de aliar altos níveis de performance com confiabilidade. Alguns exemplos de pesquisas recentes que envolvem a hidráulica digital como solução de acionamento são apresentados na Figura 2.17..

Figura 2.17 – Exemplos de hidráulica digital: a) atuador hidráulico controlador por conversor *step-up* b) atuador hidráulico controlado por *DHPMS* c) controle secundário com atuador multicâmaras e *DFCU*.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani *et al.* (2017), Heikkilä *et al.* (2010), Dell' Amico *et al.* (2013).

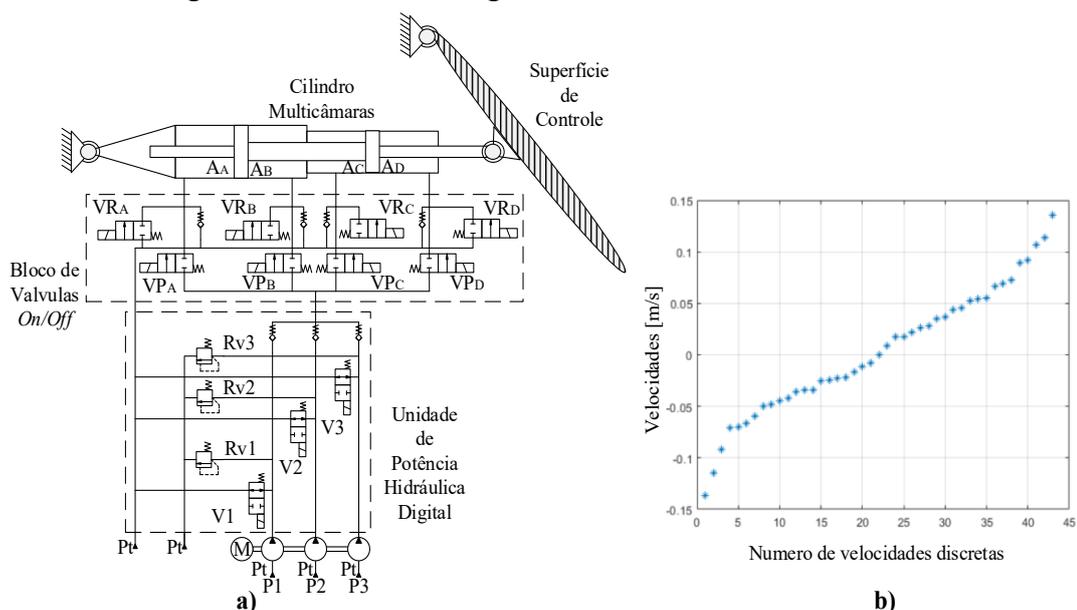
A Figura 2.17 a) ilustra um dos sistemas propostos em De Negri *et al.* (2014), De Negri *et al.* (2015) e Nostrani *et al.* (2017) que são controlados por hidráulica digital de chaveamento rápido utilizando conversores *step-up* e *step-down*, e alcançaram níveis de eficiência energética superiores a 70%. Na Figura 2.17 b) é apresentado os sistemas propostos por Heikkilä *et al.* (2010) e Heikkilä & Linjama (2013) para acionamento e recuperação de energia de um braço de retroescavadeira, que utiliza um sistema de gerenciamento e potência hidráulica digital (*Digital Hydraulic Power Management System – DHPMS*) composto por bombas e motores hidráulicos digitais, e resultaram em ganhos de eficiência energética da ordem de 80%. Por fim, Figura 2.17 c) é ilustrado um sistema proposto por Linjama *et al.* (2009) e explorado em Dell' Amico *et al.* (2013) que apresentaram ganhos de eficiência de até 60% utilizando controle secundário com atuador multicâmaras e unidades de controle de vazão digital (*Digital Flow Control Unit - DFCU*) onde são associadas válvulas *on/off* em paralelo com diferentes ganhos de vazão responsáveis por conectar cada câmara a uma das três linhas de pressão do sistema.

2.3.2 Hidráulica Digital para Acionamento de Superfícies de Controle

O uso da hidráulica digital para compor os *FCS* está no início de seu desenvolvimento. Atualmente, uma das maiores iniciativas de pesquisa com este fim em todo o mundo é a parceria Brasil-Suécia entre LASHIP/UFSC, FLUMES/LIU e SAAB AB, cujos trabalhos têm alcançado resultados promissores no uso de hidráulica digital para acionamento de superfícies primárias. Até o presente momento, os trabalhos resultaram em duas soluções de atuadores digitais, apresentados nas pesquisas de doutorado de Belan (2018) e Nostrani (2021). Ambas as soluções propostas são baseadas no uso de controle secundário e atuadores multicâmaras, entretanto se diferem substancialmente enquanto ao conjunto de válvulas utilizados, configurações da unidade de potência, princípio de operação e estratégia de controle.

A solução apresentada por Nostrani (2021) foi nomeada de Atuador Eletro-Hidrostático Digital (*Digital Electro-Hydrostatic Actuator – DEHA*) e é apresentada na Figura 2.18. Baseado nas estratégias de controle primário e secundário, a solução utiliza uma unidade de potência hidráulica digital descentralizada, com três bombas de deslocamento fixo que totalizam oito deslocamentos volumétricos diferentes, associado a um cilindro multicâmaras com quatro áreas distintas que opera no modo normal ou regenerativo, totalizando seis áreas equivalentes e, conseqüentemente, 43 níveis discretos de velocidade. Os resultados de sua pesquisa, baseado em modelagem matemática e análise experimental, demonstraram que o *DEHA* consome 31 vezes menos energia do que o *SHA* e 1,7 vezes menos que o *EHA*, soluções tipicamente exploradas para acionamento de superfícies de controle (NOSTRANI *et al.*, 2020).

Figura 2.18 – Atuador Digital Eletro-Hidrostático – *DEHA*.

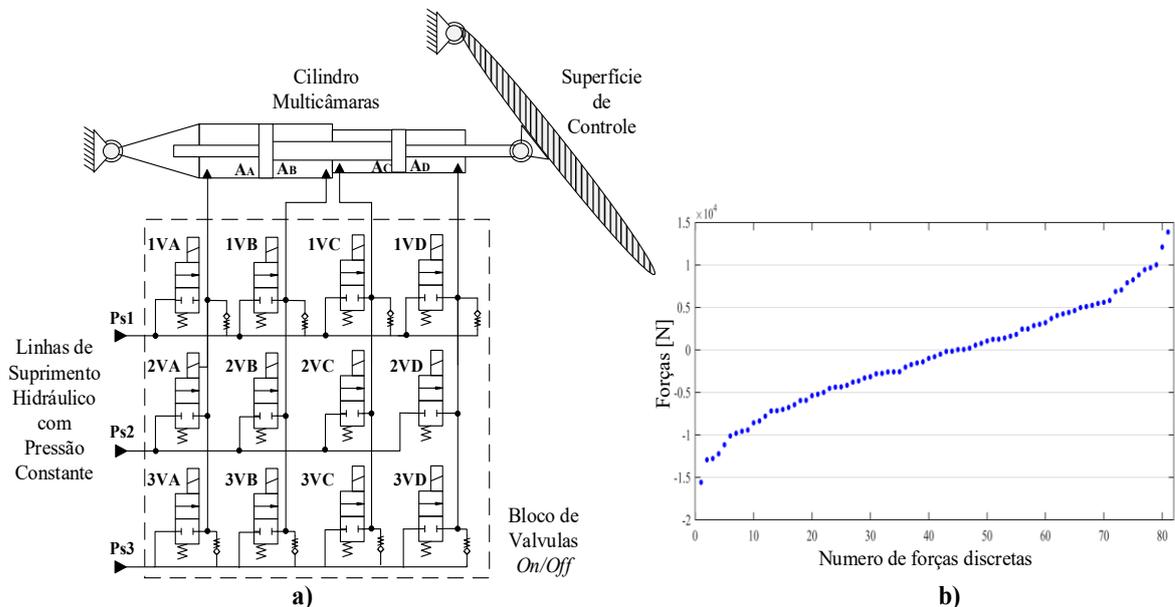


Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani (2021).

A solução explorada nesta dissertação é o Atuador Hidráulico Digital (*Digital Hydraulic Actuator - DHA*) desenvolvido em Belan (2018) e apresentado na Figura 2.19. Similar as propostas apresentadas em Linjama *et al.* (2009) e Dell' Amico *et al.* (2013), essa topologia também utiliza controle secundário em atuador multicâmaras e múltiplas linhas de pressão de suprimento as quais, nesse caso, são conectadas as câmaras por válvulas *on/off* ao invés de *DFCUs*. O *DHA* utiliza uma unidade hidráulica central com 3 linhas de níveis distintos de pressão, 4 áreas distintas de um cilindro multicâmaras e 12 válvulas *on/off* resultando em 81 forças discretas que são utilizadas para o controle de posição do atuador. Os resultados apresentados por Belan (2018) demonstraram uma redução na dissipação de energia entre 80% a 93%, comparando o *DHA* ao *SHA* em avaliações a nível de protótipo e entradas típicas de um *aileron* do modelo de aeronave "*F16systemManeuver*" disponível no software *Hopsan*®.

Estudos complementares alcançaram resultados significativos de eficiência energética. Cruz (2018) apresentou uma redução de dissipação energética de até 30 vezes em relação a um modelo de *SHA* com vazamentos internos reais de uma servoválvula. Em Ward (2017) o *DHA* foi aplicado nos *ailerons* do modelo "*F16systemManeuver*" alcançando 30% de redução no consumo de energia hidráulica. E em Dell' Amico *et al.* (2018) o *DHA* foi aplicado nos *elevons* internos do modelo *ADMIRE*⁵, reduzindo em 40% o consumo de energia hidráulica.

Figura 2.19 – Atuador Hidráulico Digital – *DHA*.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Belan (2018).

⁵ Mais detalhes do modelo "*Aero-Data Model in Research Environment - ADMIRE*", também utilizado nesta dissertação, são apresentados na Seção 3.1 deste documento.

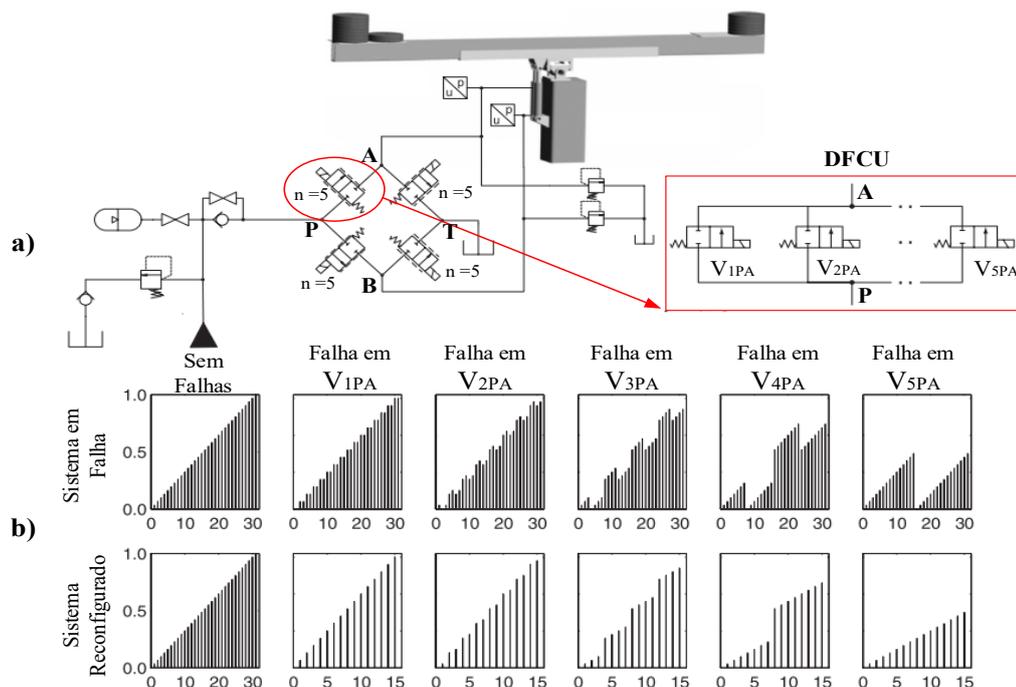
2.3.3 Avaliação dos efeitos de falhas e confiabilidade no *DHA*

A capacidade de tolerância a falha de sistemas hidráulicos tem sido muito pesquisada nas últimas décadas. Apesar da alta confiabilidade, nenhuma válvula comercial é isenta de falha, e no geral a sua falha compromete todo o sistema. Assim, uma maneira de se alcançar tolerância a falha em um circuito é prevendo redundância de elementos, ou até mesmo de todo o sistema, como é o caso do *SHA* apresentado na Figura 2.11.

O potencial da hidráulica digital em oferecer soluções tolerantes a falhas, sobretudo pela associação de elementos em paralelo, motivaram alguns estudos com foco em detecção e reconfiguração do sistema de controle de atuadores controlados por em condição de falha. Como exemplo, Siivonen, Linjama & Vilenius (2005) apresentam um sistema hidráulico digital para controle de posição de um braço mecânico, capaz de compensar certas falhas em válvulas. Ilustrado na Figura 2.20 a), o sistema utiliza *DFCUs* com 5 válvulas e um cilindro de dupla ação, produzindo 32 valores de vazão para o controle de posição.

O efeito da falha no desempenho do sistema está diretamente ligado a vazão nominal da válvula que falhou, impactando na vazão máxima ou na precisão da *DFCU*. O sistema ainda pode operar, desde que reconfigure seu controlador removendo a válvula que falhou da seleção. A Figura 2.20 b), ilustra o impacto das falhas nos estados da *DFCUP/A* no sistema apresentado.

Figura 2.20 – Sistema hidráulico digital acionado por *DFCU* e cilindro dupla ação: a) Esquema hidráulico da solução b) Impacto das falhas nas válvulas nos estados disponíveis da *DFCU*.



Fonte: Modificado pelo autor com base em Siivonen, Linjama & Vilenius (2005).

No que diz respeito ao diagnóstico de falhas em sistemas hidráulicos digitais, etapa crucial para viabilizar sua reconfiguração e redundância, destacam-se os trabalhos *Siivonen et al.* (2007a) e *Siivonen et al.* (2007b), onde foram propostas duas estratégias distintas de diagnósticos baseadas nos sinais monitorados de pressão e no monitoramento da tensão nos componentes eletrônicos do sistema. Os trabalhos também se referem ao sistema da Figura 2.20 a) e seus resultados demonstram não só a viabilidade e a multiplicidade de estratégias possíveis para o diagnóstico de falhas em válvulas *on/off*, como também os modos de falhas destes componentes, que são apresentados na Tabela 2.6.

Tabela 2.6 – Modos de falha em válvulas *on/off*.

Modo de falha	Posição da válvula sem sinal de controle	Posição da válvula com sinal de controle	Caso
Operação normal	Fechada	Aberta	-
Falha fechada	Fechada	Fechada	I
Falha aberta	Aberta	Aberta	II
Falha posição intermediária	?	?	III
Não abre totalmente	Fechada	?	IV
Não fecha totalmente	?	Aberta	V

Fonte: Traduzido pelo autor e disponível em *Siivonen et al.* (2007a) e *Siivonen et al.* (2007b).

De forma similar aos trabalhos apresentados, Belan (2018) discorre brevemente que é possível alcançar a redundância no *DHA* a partir da reconfiguração do seu controlador. Todavia, as principais contribuições nesta área foram apresentadas por Pettersson (2018). Baseado em uma abordagem probabilística, foi desenvolvido uma análise a partir da árvore de falhas do *DHA* considerando as falhas em válvulas e nas linhas de pressão. Foram apresentados cenários críticos onde o perfil de força gerado pelo *DHA* em falha foi insuficiente para completar a missão de voo do modelo "*F16systemManeuver*" onde este foi aplicado.

Além destes resultados, a referência também apresentou a fundamentação teórica⁶, onde foi demonstrado matematicamente os impactos das principais falhas no perfil de força para atuadores que utilizam a mesma arquitetura do *DHA*. Em linhas gerais, as falhas causam a redução no número de forças disponíveis do atuador e estão diretamente relacionadas à forma de acomodação da falha pelo sistema. Na análise, foram considerados 3 tipos de falhas fundamentais: falha de válvula fechada, de válvula aberta e em linha de pressão.

⁶ Os principais indicadores apresentados na fundamentação teórica em Pettersson (2018) que foram utilizados nesta dissertação, são apresentados no Apêndice A.

Segundo Pettersson (2018), uma distribuição de forças, ou perfil de força, aplicável pelo cilindro do DHA mostrado na Figura 2.19 b), é descrito como $\mathbb{F}_{S_A S_B S_C S_D}$, onde S_A, S_B, S_C e S_D representam o estado da câmara A, B, C e D, respectivamente. O estado de cada câmara é representado por 3 letras, as quais representam o estado normal ($S_y = N$), falha de válvula fechada ($S_y = C_j$) e falha de válvula aberta ($S_y = O_j$). Para denotar qual válvula falhou, adota-se o subscrito j , sendo igual a 1 para válvula da linha alta pressão (p_{s1}), 2 para a válvula da linha de pressão intermediária (p_{s2}), e 3 para a válvula da linha de baixa pressão (p_{s3}). Desta forma o conjunto de estados \mathbb{S} disponíveis para uma determinada câmara é definido como:

$$\mathbb{S}_y = \{N, C_1, C_2, C_3, O_1, O_2, O_3, \emptyset\}, \text{ sendo } y = A, B, C \text{ ou } D. \quad (10)$$

Observa-se a adoção de um estado extra representado por \emptyset que ocorre quando a câmara torna-se não operacional devido às limitações da própria topologia do DHA. Isto ocorre quando para uma mesma câmara duas ou três válvulas falham abertas interligando duas fontes pressão, ou todas falham fechadas bloqueando a câmara do cilindro.

Portanto, para uma determinada câmara pode-se mapear (3^3) estados de válvulas dos quais 19 ainda permitem a sua operação (estados das válvulas para $\mathbb{S}_y = \{N, C_1, C_2, C_3, O_1, O_2, O_3\}$) e 8 a tornam inoperante (estado das válvulas para $\mathbb{S}_y = \emptyset$) conforme apresentado na Tabela 2.7.

Tabela 2.7 – Estados disponíveis para uma determinada câmara de um DHA.

Estado da câmara \mathbb{S}_y	Estados das válvulas ⁷	Pressões disponíveis \mathbb{P}
N	NNN	$\{p_{s1}, p_{s2}, p_{s3}\}$
C_1	CNN	$\{p_{s2}, p_{s3}\}$
C_2	NCN	$\{p_{s1}, p_{s3}\}$
C_3	NNC	$\{p_{s1}, p_{s2}\}$
O_1	ONN, OCN, ONC, NCC, OCC	$\{p_{s1}\}$
O_2	NON, CON, NOC, CNC, COC	$\{p_{s2}\}$
O_3	NNO, CNO, NCO, CCN, CCO	$\{p_{s3}\}$
\emptyset	$OON, ONO, NOO, OOC, OCO, COO, OOO, CCC$	$\{\}$

Fonte: Traduzido pelo autor baseado em Pettersson (2018).

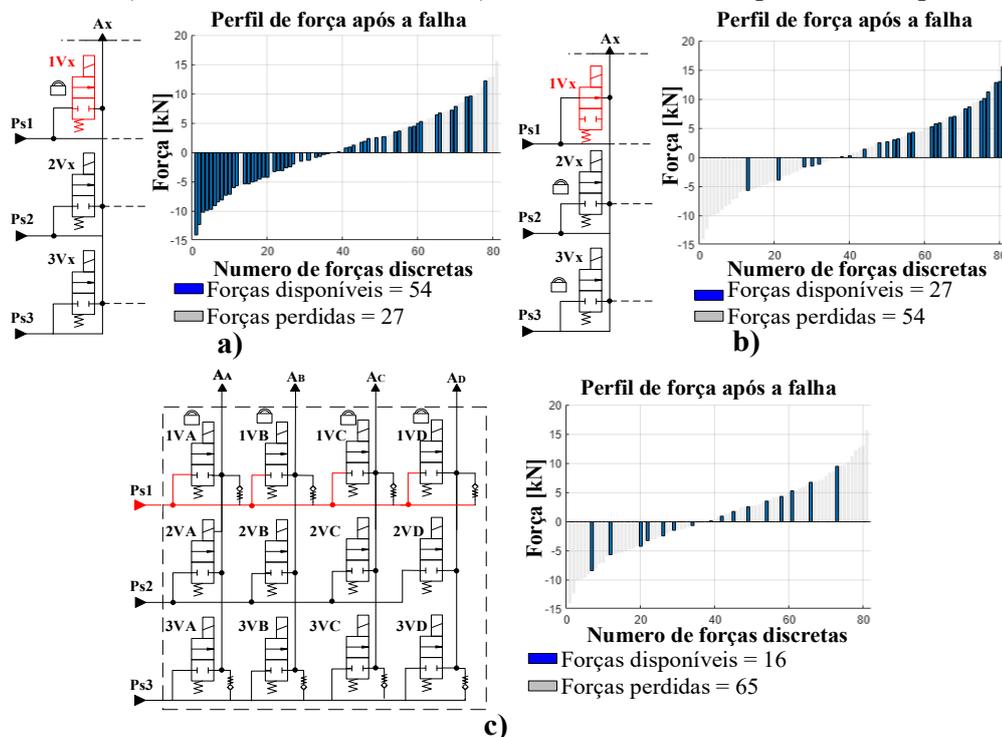
Quando uma válvula falha fechada (Figura 2.21a)), as demais válvulas da câmara podem operar normalmente. Para a acomodação desta falha o controlador apenas precisa excluir a válvula da seleção (representado pelo cadeado), caso contrário ela poderia ser requisitada a abrir, resultando no confinamento da câmara uma vez que nenhuma válvula estivesse sendo requisitada a abrir. Nesta condição, restam para o sistema 54 níveis de força.

⁷ A ordem das letras corresponde ao estado da válvula conectada a linha de suprimento 1 2 e 3.

Já para falha do tipo válvula aberta (Figura 2.21b)) deverão ser excluídas da seleção as duas válvulas em condição normal, caso contrário poderiam ser abertas na mesma câmara duas válvulas provocando curto-circuito. Nesta condição o sistema fica com 27 níveis de força.

Uma falha na linha de suprimento de pressão consiste em não haver suprimento de energia hidráulica para o correto funcionamento do atuador. Desta forma, fica impossível do controlador calcular as forças discretas tendo em vista essa divergência nos valores das pressões das linhas de suprimento. A acomodação de falha neste caso fica condicionada ao fechamento de todas as válvulas da linha de pressão que falhou, sendo equivalente há como se todas estas falhassem fechadas. Desta forma todas as válvulas desta linha são excluídas da seleção, restando 16 níveis de forças para o sistema assim como apresentado na Figura 2.21 c).

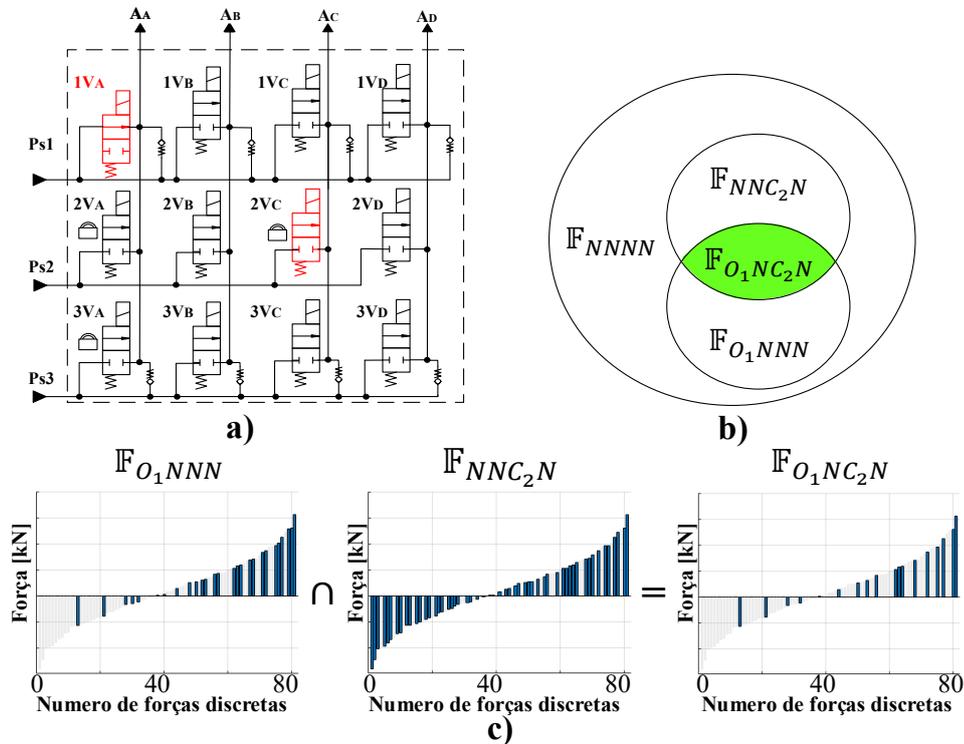
Figura 2.21 – Exemplos de falhas simples e seus efeitos no perfil de forças a) Falha de válvula fechada, b) Falha de válvula aberta, c) Falha na linha de suprimento de pressão.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Pettersson (2018).

Estendendo a análise para as falhas múltiplas, o perfil de força resultante será igual a interseção dos níveis de forças disponíveis entre cada falha simples. Como exemplo, a Figura 2.22 apresenta o perfil de forças para o caso da falha O_1NC_2N , onde a válvula da linha de alta pressão da câmara A_A ($1V_A$) falhou aberta, a válvula da linha de média pressão da câmara A_C ($1V_C$) falhou fechada, e as demais câmaras A_B e A_D não apresentam válvulas com falha, ou seja, estão com estado operacional normal N . Assim, o perfil de forças resultantes desta falha múltipla é igual a interseção das forças disponíveis para os casos O_1NNN e NNC_2N .

Figura 2.22 – Exemplo de acomodação de falha a) diagrama ilustrando a falha O_1NC_2N b) representação em conjunto da equivalência entre os casos de falha simples e múltiplas c) perfil de força resultante para falha O_1NC_2N .



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Pettersson (2018).

Segundo Pettersson (2018), se forem considerados todos os 3 estados para as 12 válvulas, e 2 estados operacionais (normal ou em falha) para as 3 linhas de pressão, o número total de estados operacionais do *DHA* é obtido pela combinação $3^{12} \times 2^3$ resultando em 4251528 combinações. Contudo, muitas dessas combinações não representam estados de falha, e ao mesmo tempo resultam forças com perfil de forças iguais, pois levam a um mesmo estado S para a câmara. Portanto, as combinações de estados em falha das câmaras são mais importantes, e simplificam a análise reduzindo o número de combinações que são definidas por

$$n_{dist} = |S|^{|A|} + 1. \quad (11)$$

Desta forma, tomando os 7 estados de falha do conjunto S , pelo número de elementos do conjunto de câmaras do *DHA* A , adicionado de 1 referente ao estado \emptyset , o número de combinações de estados de falhas que produzem perfis distintos de forças é igual a 2402.

Frente as numerosas possibilidades de falhas apresentadas, fica evidente que qualquer tarefa de avaliação dos impactos de falhas na performance do *DHA*, assim como as análises apresentadas nesta dissertação, deve ser orientada por hipóteses simplificadoras de forma que as conclusões possam ser expandidas seguindo uma lógica que viabilize a tarefa de análise. Portanto, este fato deve ser considerado ao se avaliar as análises realizadas nesta dissertação.

3 MODELAGEM MATEMATICA E EQUIPAMENTOS

Como estratégia de desenvolvimento dos trabalhos desta dissertação, adotou-se dois níveis para análise do desempenho em condições de falha do *DHA* proposto por Belan (2018). No primeiro momento, foi utilizado o modelo matemático da Bancada de Sistemas Hidráulicos Digitais do LASHIP/UFSC. Neste ponto, foram realizados a validação do modelo e a avaliação dos impactos das falhas de forma experimental. Como resultado, foi possível estabelecer relações causais sobre os efeitos das falhas no comportamento dinâmico do *DHA*.

Na análise de segundo nível, foram definidos requisitos de projeto para os *elevons*, os quais foram utilizados para o dimensionamento de um *DHA* e *SHA*, este último usado como referência por ser uma solução convencional. Os modelos dos atuadores foram integrados ao modelo da aeronave do *ADMIRE*. Assim, foi possível realizar, as análises de performance da aeronave equipada com as diferentes soluções. Por fim, os resultados da análise de primeiro nível nortearam as implementações de cenários críticos de falha para avaliação dos impactos na performance da aeronave equipada com o *DHA*.

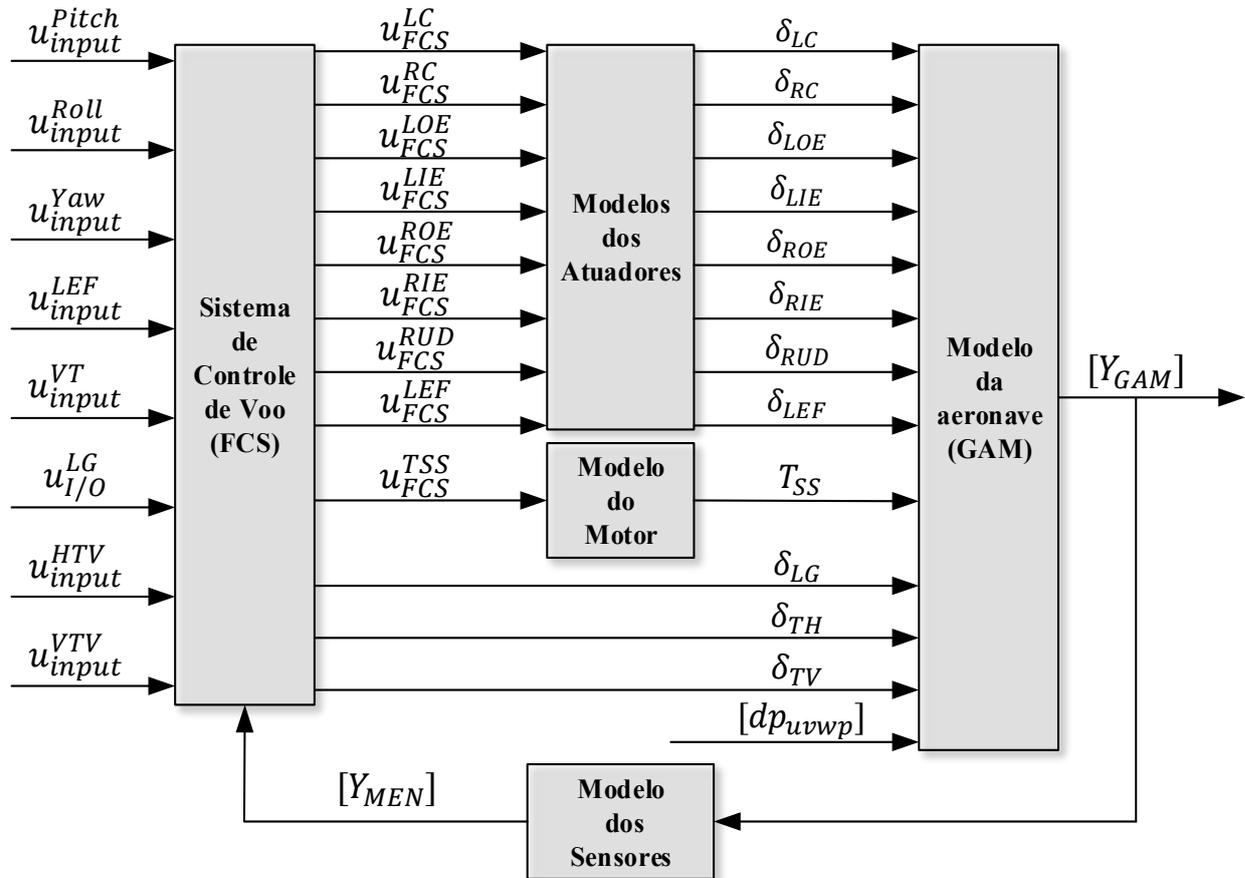
Este capítulo, portanto, apresenta os modelos matemáticos que foram utilizados na elaboração dos trabalhos desta dissertação. Os modelos dos atuadores *DHA* e *SHA* foram desenvolvidas por meio do *software Hopsan*®, e seus controladores foram construídos no *software Matlab*®/*Simulink*®. O modelo matemático da aeronave *ADMIRE* também é inteiramente disponível no *Matlab*®/*Simulink*®, onde ainda foram realizadas as integrações com os modelos dos atuadores e seus respectivos sistemas de controle.

3.1 MODELO MATEMATICO DA AERONAVE – *ADMIRE*

O modelo matemático da aeronave utilizado nos trabalhos desta dissertação é o “*Aero-Data Model In a Research Environment – ADMIRE*”⁸ desenvolvido pela a *SAAB AB* em parceria com a “*Swedish Defence Research Agency – FOI*”, o qual é utilizado desde 1997 em diversas pesquisas. Em linhas gerais, o *ADMIRE* é composto por modelo não-linear com 6 graus de liberdade de uma aeronave *delta-canard* de posto e motor únicos, o qual é denominado de “*Generic Aircraft Model - GAM*”, sistemas de controle de voo da aeronave (*FCS*), modelos matemáticos do motor, atuadores e sensores, todos desenvolvidos em *Matlab*®/*Simulink*®. A estrutura geral descrita do modelo é apresentada no diagrama de blocos da Figura 3.1.

⁸ A descrição do modelo *ADMIRE* apresentada nesta dissertação se refere a sua documentação original disponibilizada pela referência Forssell & Nilsson (2005).

Figura 3.1 – Estrutura geral do modelo matemático da aeronave *ADMIRE*.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Forssell & Nilsson (2005).

O modelo da aeronave *GAM*⁹ é utilizado como planta no modelo *ADMIRE*. Seu desenvolvimento foi realizado pela SAAB em 1996 e desde então vem sendo aprimorada e utilizado como um modelo completo para fornecimento dos dados aerodinâmicos da aeronave nas configurações descritas anteriormente.

Os dados gerais sobre o tamanho e as propriedades de massa e inércia do modelo *GAM* são apresentados na Tabela 3.1. Estes e outros dados complementares estão disponíveis no relatório do modelo das referências Backström & Kullberg (1996) e se referem a uma condição de aeronave com 60% do nível de combustível. A escolha deste modelo para compor as análises desta dissertação se deve a sua semelhança com a aeronave SAAB JAS-39 em termos de configuração e dimensões. De forma a ilustrar esta semelhança, os dados dimensionais de livre acesso da aeronave SAAB JAS-39 versão E foram incluídos na Tabela 3.1.

⁹ O modelo *GAM* contém apenas dados aerodinâmicos da aeronave na configuração descrita anteriormente, as descrições apresentadas nesta dissertação se refere a sua documentação original disponibilizada pela referência Backström & Kullberg (1996).

Tabela 3.1 – Comparativo dimensional do modelo *GAM* e da aeronave *SAAB JAS-39 E*.

Parâmetro		<i>GAM</i>	<i>JAS-39</i>
Área da asa	[m ²]	45	30
Envergadura da asa	[m]	10	8,6
Corda da asa	[m]	5,2	N/D
Massa	[kg]	9100	8200 (Vazio)
Empuxo máximo do motor	[kN]	140	98
Velocidade máxima	[Mach]	2.5	≈ 2
Teto operacional	[km]	20	16
Fator de carga	[g]	+9/-4	+9/-4
Momento de inercia x - SRC	[kgm ²]	21000	N/D
Momento de inercia y - SRC	[kgm ²]	81000	N/D
Momento de inercia z - SRC	[kgm ²]	101000	N/D
Produto de inercia xz - SRC	[kgm ²]	2500	N/D

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Backström & Kullberg (1996), Forssell & Nilsson (2005) e SAAB AB (2021).

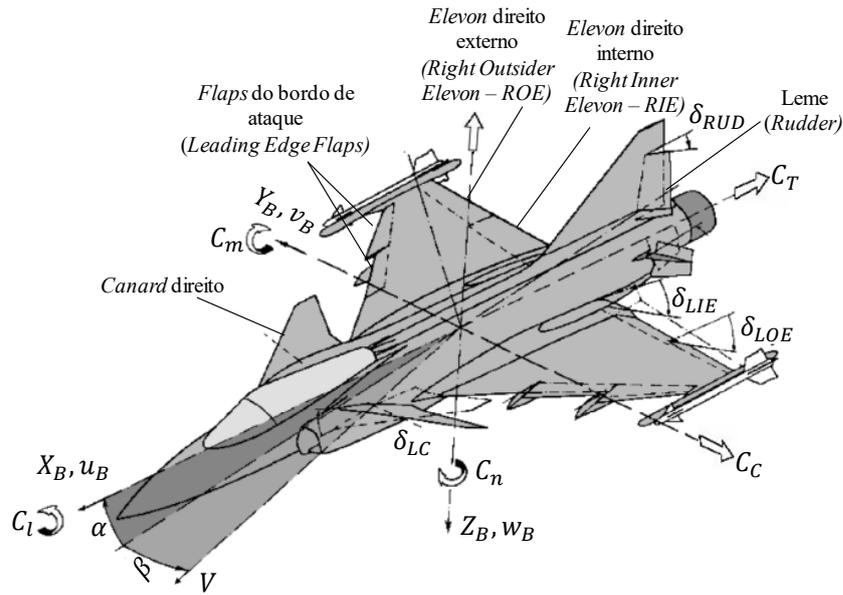
Apesar dos dados apresentados em termos de velocidade máxima e teto operacional para o *GAM*, o *ADMIRE* restringe este envelope operacional para altitudes até 6 km e velocidades até Mach 1,2 devido à região de projeto e validação do *FCS* do modelo.

Inicialmente, o *ADMIRE* apresenta uma rotina de linearização que utiliza altitude e a velocidade inicial para definição das condições iniciais aeronave. As entradas principais do modelo são: as deflexões no manche de arfagem (u_{input}^{Pitch}) e rolagem (u_{input}^{Roll}), deflexão dos pedais do leme (u_{input}^{Yaw}) e manete de aceleração (u_{input}^{VT}). Outras entradas também podem ser utilizadas a depender da análise a ser realizada, como: acionamento dos flaps do bordo de ataque (u_{input}^{LEF}), tem de pouso ($u_{I/O}^{LG}$), vetorização horizontal (u_{input}^{HTV}) e vertical (u_{input}^{VTV}) do empuxo. Ainda, perturbações na direção do vento podem ser adicionadas por meio do vetor (dp_{uvw}).

O vetor de estados (Y_{GAM}) representa as saídas do modelo, sendo: doze componentes do vetor de espaço de estados ($V, \alpha, \beta, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x_I, y_I, z_I$), dez componentes de velocidade e fator de carga ($u, v, w, u_I, v_I, w_I, n_z, n_y, m, \gamma$) e nove componentes referentes aos coeficientes aerodinâmicos, forças e momentos ao longo do SRC ($C_D, C_L, C_C, C_m, C_n, F_x, F_z, M_{YB}$)¹⁰. É previsto realimentação de estados para os controladores do *FCS*, todavia estes sofrem influência dos modelos dos sensores que representam a dinâmica de medição e adicionam incertezas aos seus valores, dando origem ao vetor (Y_{MEN}). A Figura 3.2 ilustra as principais superfícies de controle do *GAM* bem como alguns estados citados nesta seção ao longo do SRC da aeronave.

¹⁰ Na Seção 2.1 pode ser revisto uma breve descrição para os principais estados de uma aeronave.

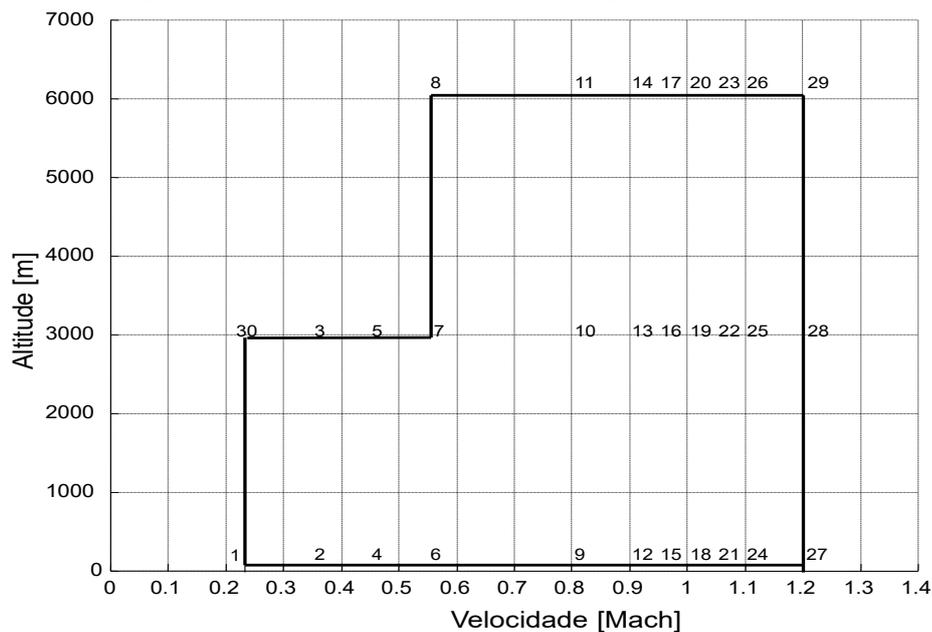
Figura 3.2 – Representação da aeronave do GAM e alguns estados ao longo do SRC.



Fonte: Modificado pelo autor baseado em Åstrand & Öhrn (2019) e Forssel & Nilsson (2005).

Os controladores que compõem o FCS do ADMIRE foram projetados considerando 30 pontos distintos dentro do envelope operacional do modelo, que são apresentados na Figura 3.3. Em linhas gerais os controladores são compostos por duas malhas de controle, uma interna para os atuadores e uma externa responsável pela estabilidade e “Handling Qualities” da aeronave, e são divididos em duas partes, uma responsável pelo controle do movimento longitudinal e outra para o movimento lateral da aeronave.

Figura 3.3 – Envelope do modelo ADMIRE e pontos de projeto dos controladores do FCS.

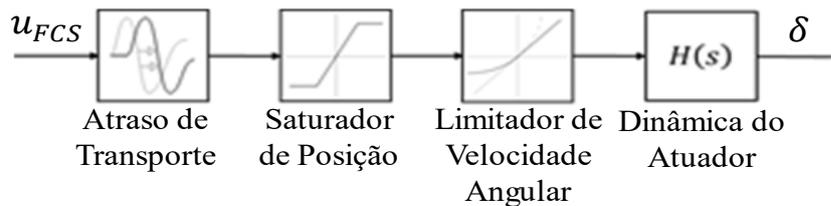


Fonte: Modificado e traduzido de Forssel & Nilsson (2005).

O controlador longitudinal controla a razão de arfagem (q) para velocidades abaixo de Mach 0,58. Acima de Mach 0,62 o controlador controla o fator de carga (n_z) e, para velocidades entre essa faixa, um controle misto é realizado. Esse controlador, no modo de controle da razão de arfagem (q), também fornece controle da velocidade total (V), e um limitador do ângulo de ataque (α). Já, o controlador lateral é responsável pelo controle da rolagem e derrapagem (β), com base em uma de malha fechada com taxa de rolagem p . Esse controlador também amortece movimentos látero-direcionais, por meio de um loop externo com o leme. Um seletor é responsável por distribuir os sinais de controle para as superfícies da aeronave que são representados por (u_{FCS}), adicionados do sobrescrito referente a respectiva superfície.

Todos os atuadores das superfícies de controle do *ADMIRE* são modelados como um sistema linear de primeira ordem $H(s)$ de constante de tempo τ igual a 0,05s. A estrutura do modelo dos atuadores é apresentada no diagrama de blocos da Figura 3.4.

Figura 3.4 – Diagrama de blocos das superfícies de controle do *ADMIRE*.



Fonte: Próprio autor baseado em Forssel & Nilsson (2005).

Os sinais (u_{FCS}) são utilizados como referência para a posição angular dos modelos dos atuadores. São aplicados saturadores de posição e de velocidade angular para limitar o curso e velocidade máxima, respectivamente. Adicionalmente, um atraso de transporte é previsto para simular o efeito dos computadores dos sistemas de controle de voo. Como saída, o modelo fornece a deflexão das superfícies de controle que são representadas por δ seguido do seu respectivo subscrito. Os valores limites permitidos para cada superfície de controle são apresentados na Tabela 3.2.

Tabela 3.2 – Limites de posição e velocidade angular para superfícies de controle.

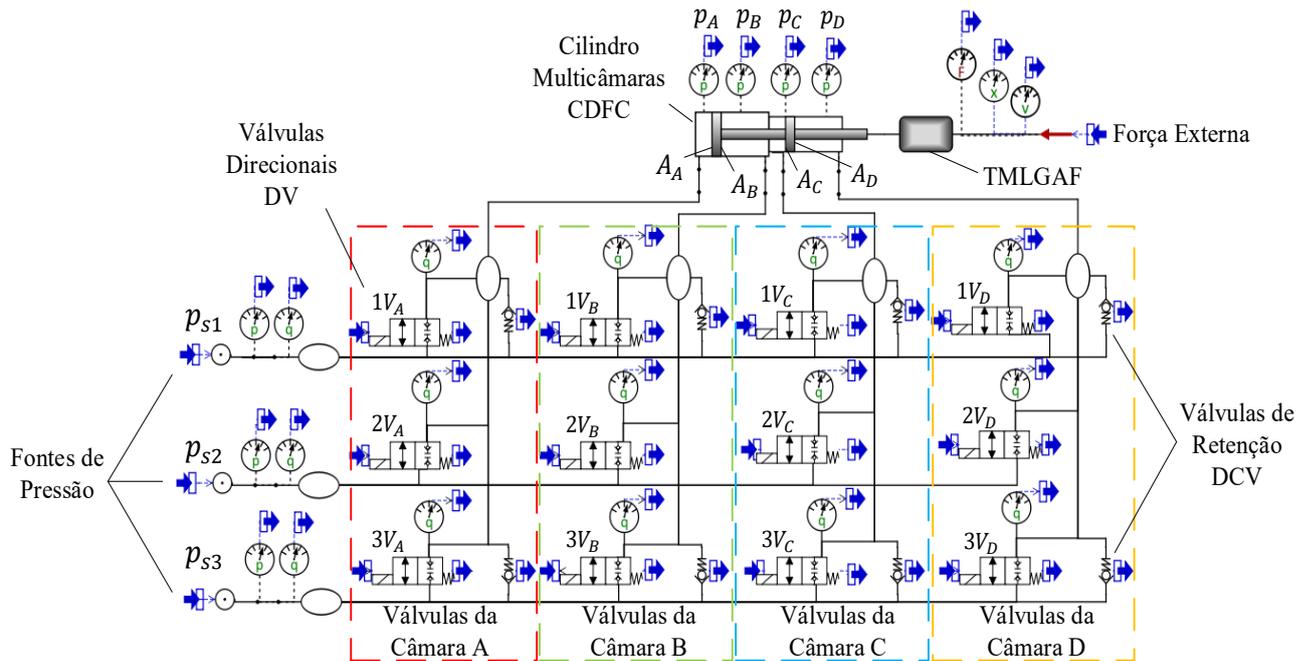
Superfície de Controle	Deflexão min / max [°]	Velocidade angular limite [°/s]
<i>Canards</i>	-55 / 25	± 50
<i>Rudder</i>	-30 / 30	± 50
<i>Elevons</i>	-25 / 25	± 50
<i>Flaps</i> do bordo de ataque	-10 / 30	± 25

Fonte: Traduzido pelo autor disponível em Forssel & Nilsson (2005).

3.2 MODELO MATEMATICO DO ATUADOR HIDRAULICO DIGITAL - *DHA*

O modelo matemático do *DHA* utilizado é similar ao desenvolvido por Belan (2018). Entretanto, na época em que se decorreu o desenvolvimento dos trabalhos desta dissertação, foi construída uma nova bancada experimental no LASHIP, sendo necessário incluir alterações no modelo que é apresentado na Figura 3.5.

Figura 3.5 – Novo modelo do *DHA* desenvolvido no *software Hopsan*®.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Belan (2018) e Mantovani (2019).

Na Tabela 3.3 encontram-se os componentes complementares da biblioteca do *Hopsan*® que são utilizados para transformação das variáveis de estado do modelo em sinais e vice-versa, permitindo a integração do modelo da planta com o *software Matlab*®/*Simulink*®.

Tabela 3.3 – Elementos complementares da biblioteca do *Hopsan*®.

Símbolo	Componente	Descrição
	Interfaces de entrada e saída de sinal	Fazem a interface de sinais para o <i>Matlab</i> ®/ <i>Simulink</i> ®
	Fonte de potência mecânica	Transforma um sinal em variável força
	Sensores de força, posição e velocidade	Sensores utilizados em fluxo de potência mecânica
	Sensores de pressão e vazão	Sensores utilizados em fluxo de potência hidráulica

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Belan (2018) e Mantovani (2019).

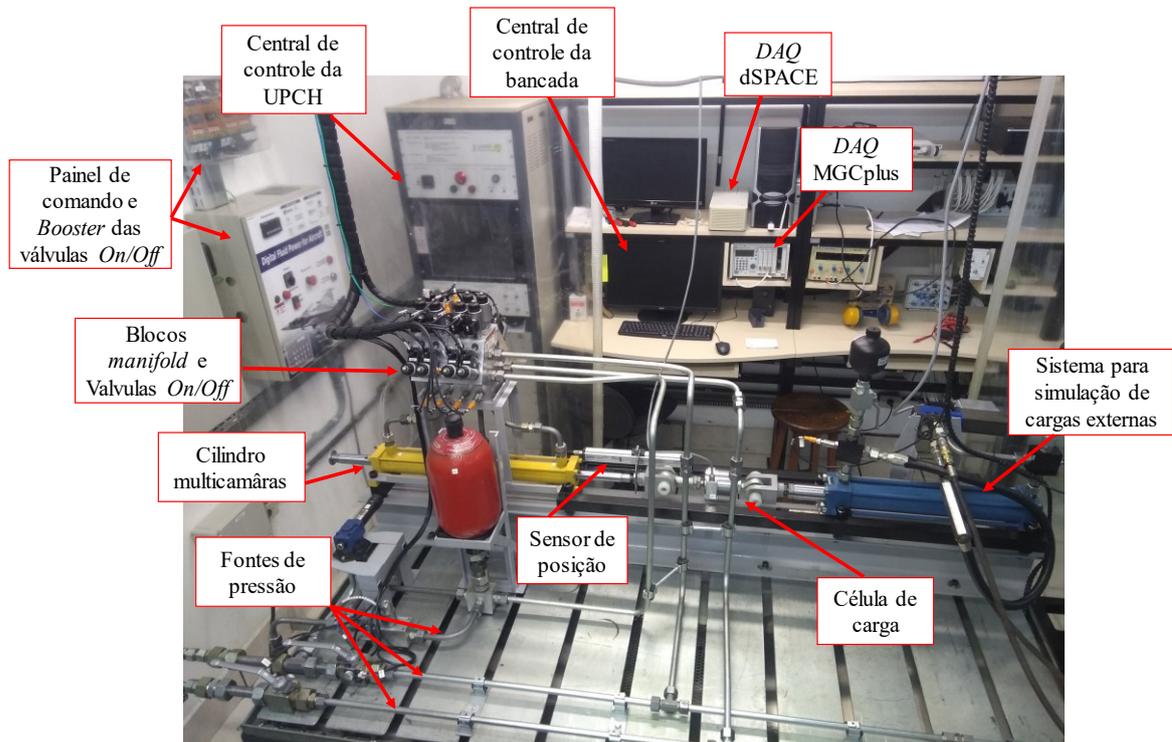
Os trabalhos realizados para construção desta nova bancada tiveram como objetivo viabilizar ensaios de outras configurações de sistemas hidráulicos digitais e contaram o suporte das empresas *SAAB AB*, Bosch Rexroth, Hydac, Medal, Wipro e Nova Eletric Motors. As principais melhorias incluídas no novo projeto foram: um novo bloco *manifold* com novas válvulas *on/off* e válvulas de retenção para as linhas de alta e média pressão, um novo *Booster* e painel de comando elétrico para as válvulas e instrumentação da bancada e um sistema atuador independente com controle de força para a simulação de carregamentos externos.

Afim de facilitar a compreensão dos modelos dos componentes utilizados, será apresentada uma descrição preliminar do funcionamento geral e instrumentação da bancada experimental. Na sequência, os componentes modelados serão apresentados separadamente através da unidade de limitação e controle e unidade de conversão secundária. Por fim, será apresentada a estratégia de controle utilizada.

3.2.1 Bancada experimental

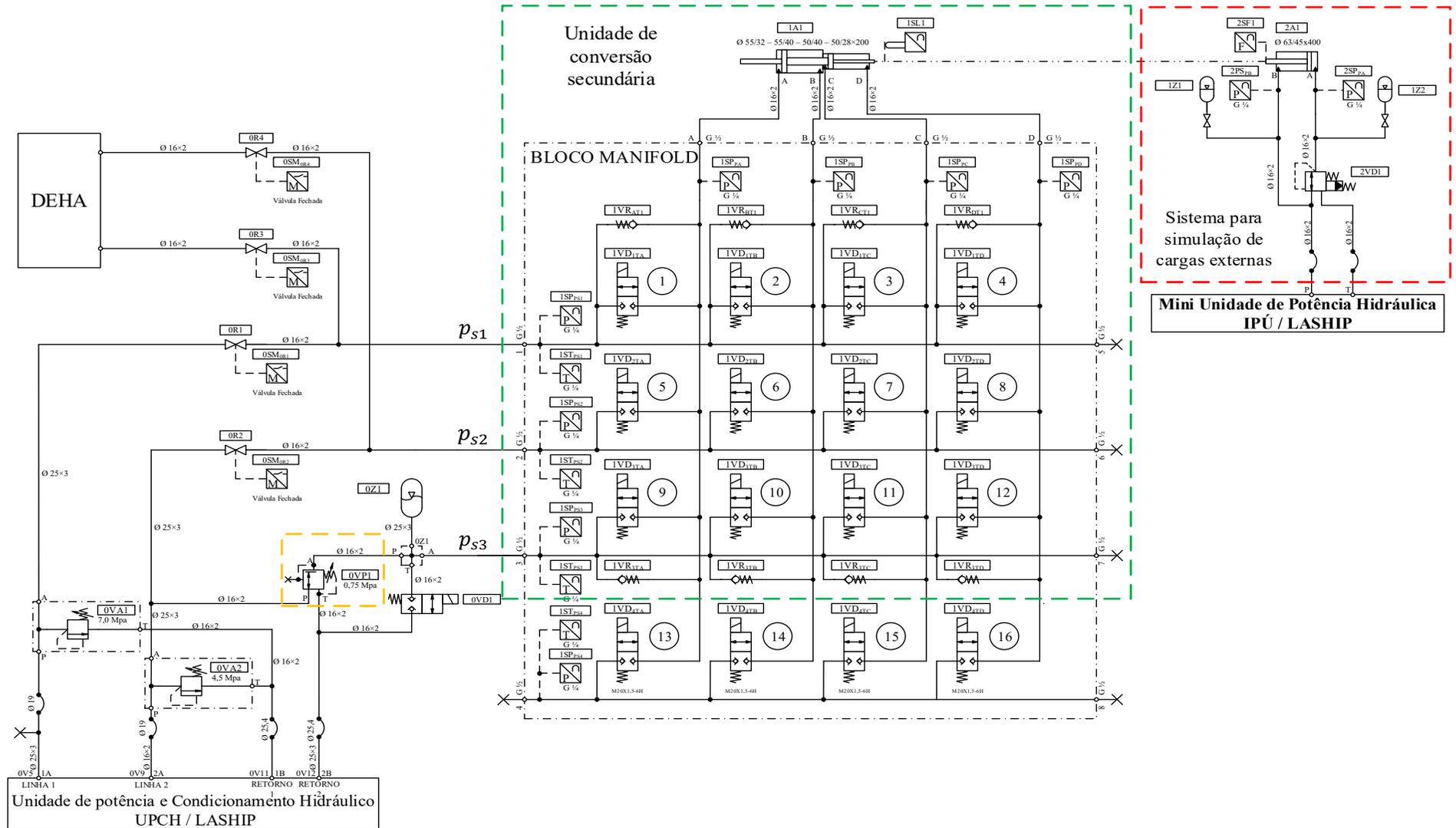
A bancada de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP, com a identificação dos principais componentes e *hardwares* utilizados para experimentos com o *DHA*, é apresentado fotografia da Figura 3.6. Os componentes utilizados encontram-se destacados no diagrama do circuito hidráulico da bancada, apresentado na Figura 3.7.

Figura 3.6 – Bancada de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP.



Fonte: Próprio autor.

Figura 3.7 – Diagrama do circuito hidráulico da bancada de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP.



Fonte: Cedido pelo LASHIP e modificado pelo próprio autor.

Para alimentação do sistema hidráulico da bancada é utilizado a UPCH do LASHIP, esta é responsável por fornecer as linhas de alta (p_{s1}) e média pressão (p_{s2}). A linha de baixa pressão (p_{s3}) é criada pela ligação em paralelo com a linha de média pressão, sendo que por meio da válvula de redução de pressão *OVPI* é possível regular a sua pressão.

Apesar do bloco *manifold* conter 16 válvulas, na configuração *DHA* são utilizadas apenas as válvulas 1 a 12. As válvulas *on/off* utilizadas são a Bosch Rexroth KSDER N com pressão máxima de operação 350 bar e vazão nominal 20 L/min a um diferencial de pressão de 20 bar. Os solenoides utilizados nas válvulas são da Classe H modelo 37-X-RY-Y e, embora sejam do tipo proporcional, foram aplicados como comutadores simples, acionando totalmente a válvula à uma tensão nominal de 12 V. As válvulas de retenção também são da fabricante Bosch Rexroth, sendo utilizado o modelo 04.31.20.00 56 Z 00.

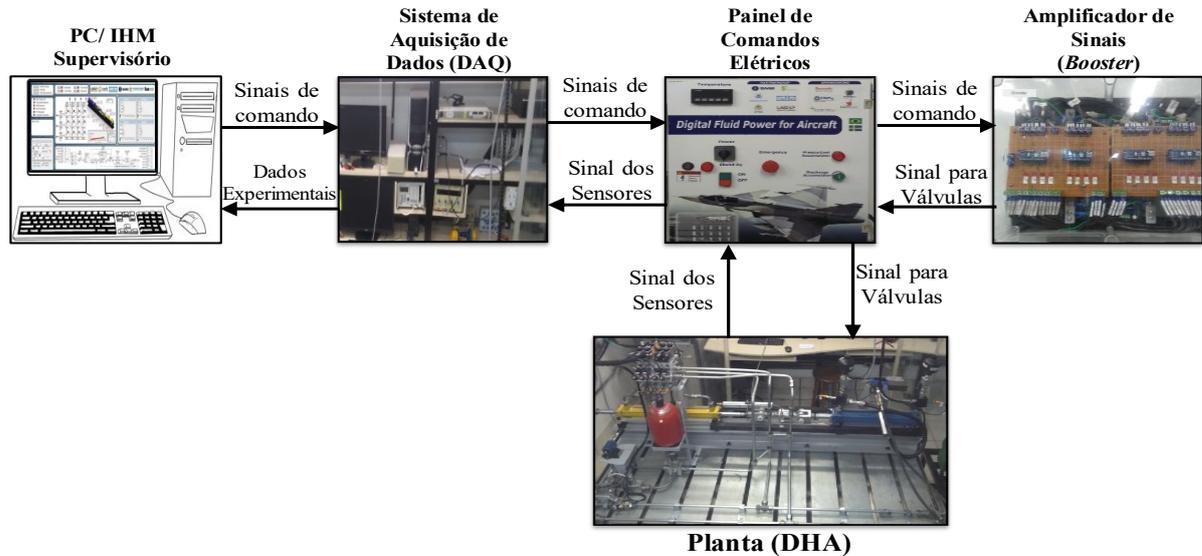
Para instrumentação da bancada, são utilizados sensores de pressão IFM modelo PU5401 de capacidade de leitura até 250 bar, transdutor de posição linear BALLUFF modelo BTL5-A11-M0200 com capacidade de 200mm, e uma célula de carga HBM modelo U2A com capacidade de leitura máxima de 50 kN.

Na aquisição de dados é utilizado o dSPACE DS PCC com a placa DS1103 que fornece diversas entradas e saídas digitais e analógicas, cujo monitoramento e processamento de sinais do sistema é realizado pelo *software Control Desk* instalado em um PC dedicado a bancada. O sistema de controle da bancada foi desenvolvido em *Matlab®/Simulink®*, sendo integrado ao supervisor desenvolvido no *software Control Desk*. A comunicação entre o PC o DAQ é realizado por meio da placa PCI DS817-03. A taxa de amostragem para o processamento e leitura de todos os sinais é de 1 ms.

Um novo amplificador de tensão (*Booster*) foi desenvolvido pela equipe de projeto da bancada. Este dispositivo é utilizado para melhorar as características dinâmicas das válvulas conforme descrito por Belan (2018) e Mantovani (2019). O seu funcionamento é por meio da técnica *Peak-And-Hold* onde um pico de tensão superior a tensão nominal do solenóide é aplicada por um curto período de tempo para acelerar a abertura da válvula. A mesma lógica é utilizada para acelerar o fechamento, porém é aplicado um pico de tensão reverso. O *Booster* é composto por uma ponte H modelo bts7960 43a e é controlado por Arduino Mini.

Afim de facilitar a compreensão do sistema de controle e instrumentação da bancada experimental, o diagrama Figura 3.8 apresenta o fluxo de sinais entre os componentes descrito nesta seção.

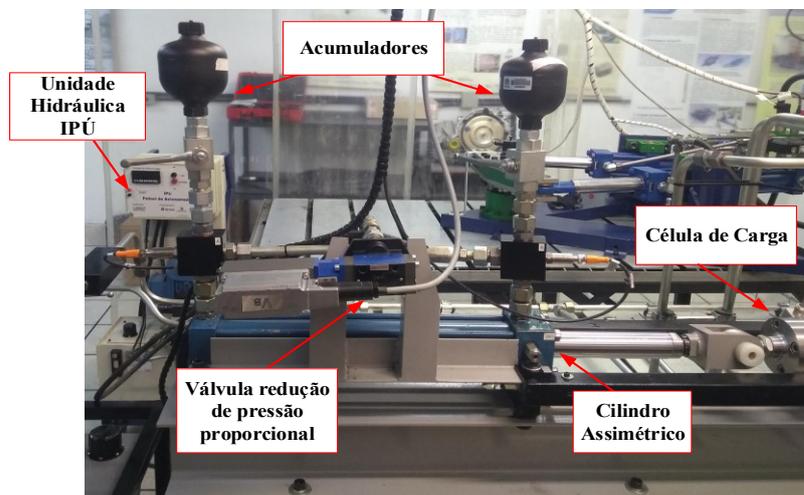
Figura 3.8 – Fluxograma da instrumentação da bancada experimental.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani (2021).

O sistema de simulação de carregamento externo é apresentado na Figura 3.9. É composto por um cilindro assimétrico (2A1), dois acumuladores de membrana HYDAC SBO210-2,8E1 de 0,32L com pré-carga de 35 bar, e válvula redutora de pressão proporcional Bosch modelo DREBE 6X-10. A unidade hidráulica IPÚ do LASHIP supre potência hidráulica à pressão constante para câmara de menor área do atuador e para válvula proporcional que, por sua vez, está conectada a câmara de maior área do cilindro. Para implementação do controle de força foi utilizado um controlador PID que atua a válvula proporcional ($2SP_{PA}$), sendo o sinal de realimentação da planta fornecido pela célula de carga (2SF1) e o perfil de força que se deseja reproduzir no experimento, o sinal de referência. O maior nível de força que se consegue reproduzir com os componentes aqui apresentados é de ± 20 kN.

Figura 3.9 – Sistema de simulação de carregamentos externos.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani (2021).

3.2.2 Modelagem matemática da unidade de limitação e controle

Conforme destacado em verde no diagrama hidráulico da bancada apresentado na Figura 3.7, os elementos modelados da unidade de conversão secundária foram as válvulas direcionais *on/off*, as válvulas de retenção e o cilindro multicâmaras.

3.2.2.1 Modelagem do cilindro multicâmaras

A modelagem do cilindro multicâmaras no *software Hopsan*® é feita por meio dos componentes “*C_type Digital Four Chamber – CDFC*” e “*Translational Mass with LuGre Asymmetric Friction – TMLGAF*”, conforme ilustrado no modelo da Figura 3.5.

O componente *CDFC* fica responsável por representar as dinâmicas de pressão das câmaras do atuador 1A1, onde cada uma das câmaras é modelada pela equação da continuidade conforme apresentado em Linsingen (2016). Também são incluídos neste modelo os volumes mortos entre as válvulas e as câmaras e, ainda, os vazamentos internos, que são definidos pelo produto entre o diferencial de pressão das câmaras e seus respectivos coeficientes de vazamento. Os parâmetros utilizados no modelo se encontram na Tabela 3.4, e tratam-se do atuador multicâmaras em configuração tandem da fabricante WIPRO, construído especialmente para a bancada a experimental de sistemas hidráulicos digitais do LASHIP.

Tabela 3.4 – Parâmetros identificados para o atuador multicâmaras da bancada experimental.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Áreas das câmaras	A_A, A_B, A_C, A_D	$(15,07, 11,02, 7,07, 13,44) \times 10^{-3}$	m ²
	Volume morto	V_M^A e V_M^D V_M^B e V_M^C	$1,42 \times 10^{-4}$ $1,25 \times 10^{-4}$	m ³
	Curso do atuador	x_{Amax}	0,2	m
	Coefficiente de vazamento	c_{leack}	1×10^{-16}	m ³ /sPa
	Modulo de compressibilidade	β_0	$1,3 \times 10^9$	Pa

Fonte: Elaborado pelo autor.

Considerando que nesta nova bancada experimental o cilindro é instalado na horizontal e definindo o avanço da haste do cilindro multicâmaras 1A1 como deslocamento positivo, a dinâmica do seu movimento, incluindo a massa total deslocada (M_t) (hastes e sensor de força), a força de atrito do atuador (F_{at}), e o carregamento externo imposto pelo atuador do sistema de controle de força (F_{ext}), pode ser obtida pela segunda lei de Newton, sendo:

$$A_A p_A - A_B p_B + A_C p_C - A_D p_D - F_{at} - F_{ext} = M_t \ddot{x} \quad (12)$$

onde, p_A , p_B , p_C e p_D representam respectivamente as pressões nas câmaras A_A , A_B , A_C e A_D .

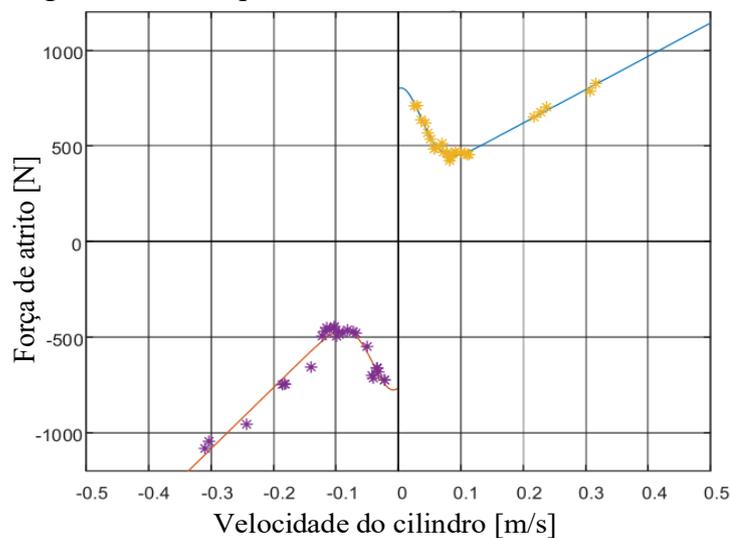
Para modelagem da Equação (12) é utilizado o componente do *TMLGAF*. Este componente foi desenvolvido por Teixeira (2015), sendo implementado o modelo de atrito de LuGre, desenvolvido por Canudas-De-Wit *et al.* (1995), para definir a força de atrito F_{at} . Os dados dos parâmetros de atrito do cilindro 1A1 foram obtidos por meio de ensaios apresentados em Nostrani (2021) e estão disponíveis na Tabela 3.5. Os parâmetros foram definidos por meio de uma aproximação dos dados experimentais utilizando o método dos mínimos quadrados não lineares. Os valores experimentais (pontos no gráfico) bem como o mapa de atrito resultante do processo de aproximação são apresentados na Figura 3.10.

Tabela 3.5 – Parâmetros do atrito de LuGre utilizados no modelo *TMLGAF*.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade	
	$v_a > 0$	Coefficiente de rigidez das micro cerdas	σ_0	5×10^6	N/m
		Coefficiente de amortecimento	σ_1	0,1	kg/s
		Coefficiente de atrito viscoso	σ_2	1743,89	kg/s
		Atrito estático	F_S	798,96	N
		Atrito de <i>Coulomb</i>	F_C	270,72	N
		Velocidade de Stribeck	v_s	0,05	m/s
	$v_a < 0$	Coefficiente de rigidez das micro cerdas	σ_0	5×10^6	N/m
		Coefficiente de amortecimento	σ_1	0,1	kg/s
		Coefficiente de atrito viscoso	σ_2	3195,67	kg/s
		Atrito estático	F_S	763,26	N
		Atrito de <i>Coulomb</i>	F_C	124,67	N
		Velocidade de Stribeck	v_s	0,06	m/s
	Massa	M_T	27	kg	
	Coefficiente de ajuste	α_0	1	-	

Fonte: Elaborado pelo autor com dados disponíveis em Nostrani (2021).

Figura 3.10 – Mapa de atrito do cilindro multicâmaras.

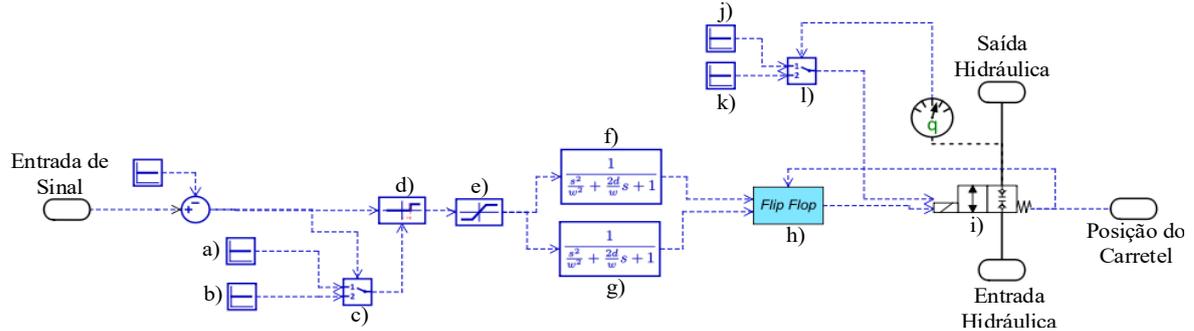


Fonte: Traduzido pelo autor disponível em Nostrani (2021).

3.2.2.2 Modelagem das válvulas direcionais *On/Off*

O modelo das válvulas direcionais “*Digital Valve – DV*” apresentado na Figura 3.11, foi desenvolvido por Belan (2018) e Mantovani (2019). Este modelo é baseado no componente “*2/2_On/Off_Valve*” da biblioteca do *software Hopsan*®, ao qual incluiu-se modificações para reproduzir de forma independente as dinâmicas de abertura e fechamento das válvulas.

Figura 3.11 – Modelo da válvula *On/Off*.



Fonte: (BELAN, 2018; MANTOVANI, 2019).

O modelo “*2/2_On/Off_Valve*” identificado pelo elemento i), é utilizado para modelagem de válvulas do tipo carretel deslizante, sendo a vazão volumétrica (q_v) definida por

$$q_v = c_d A_v \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}}, \quad (13)$$

onde c_d é o coeficiente de descarga, A_v é a área de abertura da válvula, ρ é a massa específica do fluido hidráulico, e Δp o diferencial de pressão entre os pórticos de entrada 1 e saída 2. A área de abertura A_v para este tipo de válvula é definida por

$$A_v = \pi d x_v f, \quad (14)$$

sendo d o diâmetro do carretel, x_v o seu deslocamento e f o seu coeficiente do perímetro.

Entretanto como as válvulas efetivamente utilizadas (Bosch Rexroth KSDER N) são do tipo de acento, os valores de diâmetro do carretel e fração do perímetro total foram ajustados para descrever a abertura do obturador de controle para válvulas deste tipo (MANTOVANI, 2019). Cabe ressaltar que não foi incluído vazamentos internos nessa modelagem uma vez que esta é uma das principais características de válvulas de acento (BELAN, 2018).

Conforme Mantovani (2019) e ilustrado na Figura 3.11, a válvula é acionada por um sinal digital (1 ou 0) através da porta “Entrada de Sinal”. Neste é aplicado um atraso através do elemento d), podendo ser atraso de abertura (t_{sod}) ou de fechamento (t_{scd}), representados pelos elementos a) e b) respectivamente, ficando o elemento c) responsável por definir qual atraso aplicar a partir do sinal de entrada, e o elemento e) pela saturação da posição da válvula (x_v).

Nos elementos f) e g), são incluídas as dinâmicas no sinal de abertura e fechamento do obturador. O comportamento dinâmico, é modelado como sendo de segunda ordem, por

$$x_v(s) = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} U_n(s). \quad (15)$$

onde $x_v(s)$ é o deslocamento do elemento móvel da válvula, $U_n(s)$ o sinal de comando, ξ o fator de amortecimento e ω_n a frequência natural da válvula (BELAN, 2018).

Os parâmetros do comportamento dinâmico das válvulas descritos na Equação (15), definem os tempos de abertura (t_{sor}) e fechamento (t_{scr}) das válvulas. A seleção da dinâmica a ser considerada (de abertura ou fechamento) é realizada com base no sinal de entrada h).

Conforme o sentido da vazão através da válvula o elemento seleciona os coeficientes de descarga onde c_{d12} é o coeficiente da entrada para saída (1 para 2) e c_{d21} o coeficiente da saída para entrada (2 para 1), representados pelos elementos j) e k) respectivamente.

A parametrização das válvulas direcionais *on/off* Bosch Rexroth KSDER N foi obtida por experimentos apresentados em Nostrani (2021), onde foram determinados o coeficiente de vazão (k_v) e os tempos de abertura (t_{sor}) e fechamento (t_{scr}) das válvulas através de uma montagem que permitiu monitorar a pressão nos pórticos para diferentes valores de vazões volumétricas.

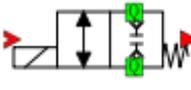
O experimento é realizado para ambos os sentidos da vazão volumétrica, sendo os coeficientes de vazão k_{v12} e k_{v21} obtidos pela correlação linear das medições do diferencial de pressão pelas vazões. Por consequência, determina-se a área de abertura das válvulas por

$$A_v = \frac{k_v}{c_d} \sqrt{\frac{\rho}{2}}. \quad (16)$$

Os tempos de abertura (t_{sor}) e fechamento (t_{scr}) são estimados pelo período que a dinâmica de pressão nos pórticos das válvulas atinge 90% (para abertura) e 10% (para fechamento) do valor esperado de regime permanente no experimento.

Conforme Belan (2018), ainda que as válvulas sejam de um mesmo modelo e fabricante na pratica os parâmetros dinâmicos não são iguais, assim como os atrasos de abertura (t_{sod}) e fechamento (t_{scd}) referentes aos tempos de energização e desenergização dos solenoides. Em Mantovani (2019) foram demonstrados os benefícios de compensar essas diferenças no controlador. Todavia, devido a limitação de tempo para implementação desta técnica na nova bancada experimental, foi utilizado parâmetros fixos para todas as válvulas nesta dissertação, os quais encontram-se apresentados na Tabela 3.6.

Tabela 3.6 – Parâmetros utilizados nos modelos das válvulas direcionais *On/Off*.

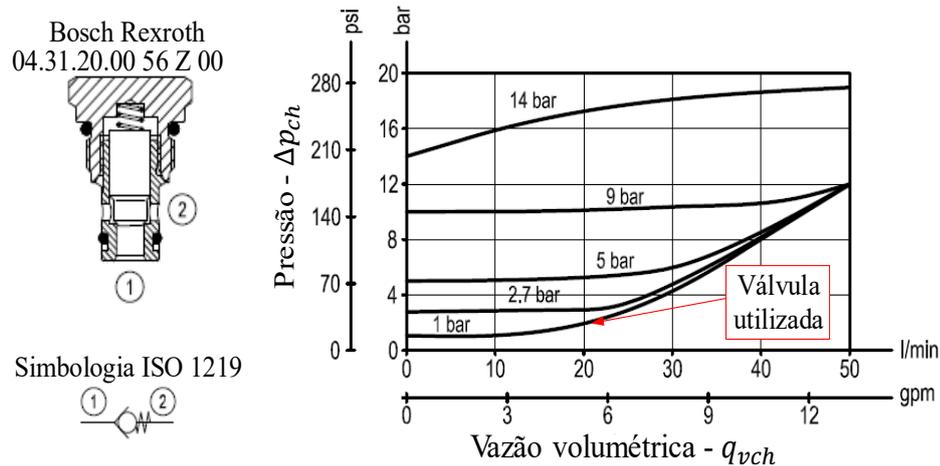
Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Diâmetro do carretel	d	0,0063	m
	Deslocamento máximo do carretel	x_v	0,00045	m
	Coefficiente do perímetro do carretel	f	1	-
	Coefficiente de descarga 1 para 2	c_{d12}	0,64	-
	Atraso de abertura	t_{sod}	0,01	s
	Tempo de abertura	t_{sor}	0,004	s
	Frequência natural de abertura	ω_n^{on}	2000	rad/s
	Amortecimento abertura	ξ^{on}	0,9	-
	Coefficiente de descarga 1 para 2	c_{d21}	0,69	-
	Atraso de fechamento	t_{scd}	0,009	s
	Tempo de fechamento	t_{scr}	0,004	s
	Frequência natural de fechamento	ω_n^{on}	2000	rad/s
	Amortecimento fechamento	ξ^{on}	0,9	-

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani (2021).

3.2.2.3 Modelagem das válvulas de retenção

A válvula de retenção Bosch Rexroth 04.31.20.00 56 Z 00 é apresentada na Figura 3.12. A sua utilização destina-se a evitar cavitação e picos de pressão no cilindro 1A1. A modelagem desta válvula foi realizada pelo componente “*DynamicCheckValve – DCV*” desenvolvido por Nostrani (2021), que incluiu ao modelo padrão do *Hopsan*® dinâmicas para abertura e fechamento do obturador da válvula.

Figura 3.12 – Válvula de retenção Bosch Rexroth modelo 04.31.20.00 56 Z 00.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Bosch Rexroth (2016).

Nesta válvula, a passagem de vazão só é permitida do pórtico 1 para o pórtico 2, sendo necessário a pressão no pórtico 1 ser superior a pré-carga da mola (p_{FS}) do obturador da válvula. Conforme Nostrani (2021), a vazão nominal da válvula de retenção q_{vch} é definida por:

$$q_{vch} = k_{ch} \sqrt{\Delta p_{ch}}, \quad (17)$$

onde k_{ch} é o coeficiente de vazão da válvula de retenção e Δp_{ch} o diferencial de pressão através dos pórticos da válvula. A dinâmica da válvula de retenção $Q(s)$, foi modelada como sendo de segunda ordem através da função de transferência:

$$Q(s) = \frac{\omega_{ch}^2}{s^2 + 2\xi_{ch}\omega_{ch}s + \omega_{ch}^2} q_{vch}(s), \quad (18)$$

sendo ω_{ch} a frequência natural da válvula e ξ_{ch} o fator de amortecimento. Os parâmetros utilizados neste modelo estão apresentados na Tabela 3.7.

Tabela 3.7 – Parâmetros utilizados nos modelos das válvulas de retenção.

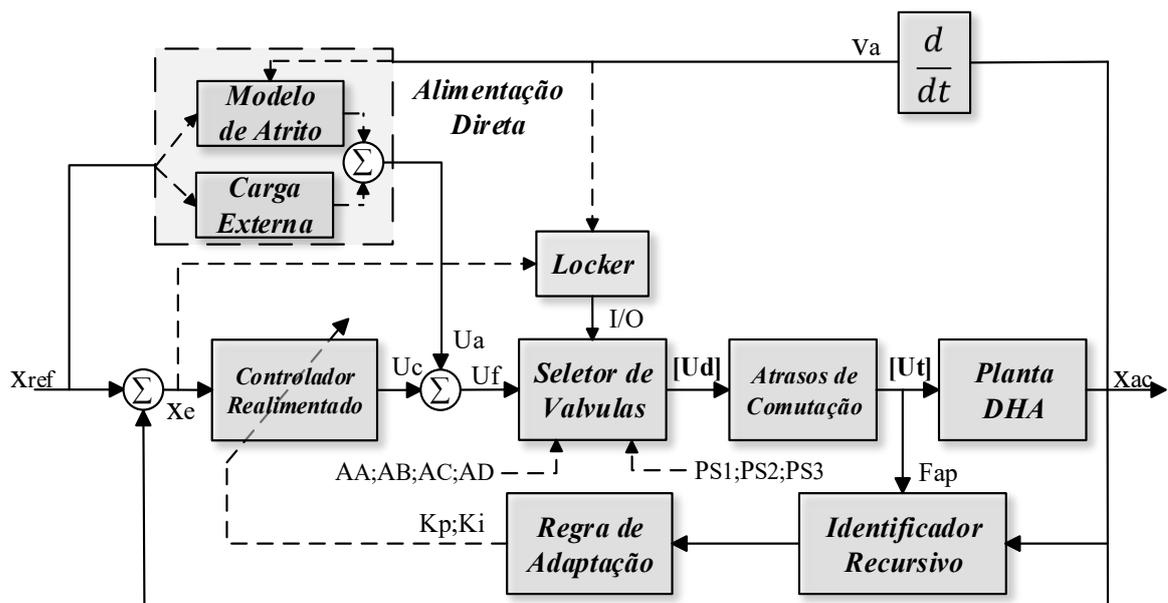
Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Vazão nominal	q_{vch}	$6,7 \times 10^{-5}$	m^3/s
	Coeficiente de vazão	k_{ch}	$7,5 \times 10^{-7}$	$m^3/sPa^{1/2}$
	Diferencial de pressão	Δp_{ch}	8×10^{-5}	Pa
	Frequência natural	ω_{ch}	314,15	rad/s
	Pré-carga da mola	p_{FS}	1×10^{-5}	Pa
	Amortecimento fechamento	ξ_{ch}	0,7	-

Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Nostrani (2021).

3.2.3 Estratégia de controle

A estratégia de controle adotada é similar a desenvolvida por Belan (2018). O diagrama de blocos da Figura 3.13, apresenta a lógica de funcionamento do controlador como sistema de única entrada e saída (SISO – *Single Input – Single Output*), onde a objetivo principal é o controle em malha fechada da posição do atuador.

Figura 3.13 – Diagrama de blocos simplificado do controlador.



Fonte: Elaborado pelo autor baseado em Belan (2018).

A posição do atuador x_{ac} é controlada pelas técnicas de controle por realimentação (*Feedback*) e por alimentação direta (*Feedforward*), de forma conjunta ou individual e com parâmetros fixos ou variáveis. A posição de referencia x_{ref} é utilizado pela alimentação direta para estimativa do atrito e da carga externa e o erro de posição x_e , que alimenta o controlador realimentado, é definido pela diferença entre a referencia x_{ref} e posição do atuador x_{ac} .

Na alimentação direta adotou-se o modelo de compensação baseado em LuGre desenvolvido por Belan (2018) para estimativa do atrito do cilindro multicâmaras, sendo utilizado os parâmetros da Tabela 3.5. Para reproduzir um carregamento similar ao de uma superfície de controle, a carga externa experimental foi definida como proporcional a posição do atuador x_{ac} e a estratégia de compensação utiliza da mesma razão de proporcionalidade, porém com o sinal de posição de referencia x_{ref} . Desta forma, este controlador prediz praticamente toda força necessária para o atuador alcançar a posição desejada ($U_a \cong U_f$).

O controlador por realimentação é responsável pela força de controle (U_c) para eliminar o erro de posição e acelerar as respostas dinâmicas. É utilizado um controlador PI de ganhos (k_p e k_i) fixos ou adaptativos. No segundo caso, a regra de adaptação dos ganhos é baseada em estimativas de saída da planta por meio do identificador recursivo (BELAN, 2018).

A ação conjunta destes controladores compõe a força de controle U_f , que é utilizada pelo seletor de válvulas para definir qual combinação de válvulas melhor atende as solicitações do controlador. A seleção da força discreta ótima $F_{(i)}$, é realizada por um algoritmo que minimiza o custo de chaveamento de pressões nas câmaras, sendo determinado por:

$$Custo_{(i)} = |U_f - F_{(i)}| + CF \sum_{y=1}^4 |\Delta F_{y(i)}|, \quad i = 1 \text{ a } 81 \quad (19)$$

onde, i é o índice da combinação de válvulas, $F_{(i)}$ o valor da força para a combinação i , CF o fator de custo, y representa as câmaras do atuador e $\Delta F_{y(i)}$ que é um peso definido por:

$$\Delta F_{y(i)} = (p_s^{actual} - p_{s(i)})A_y, \quad (20)$$

que é adicionado ao custo e refere-se as perdas por compressibilidade que uma câmara A_y apresenta ao chavear da pressão de suprimento atual p_s^{actual} para a pressão de suprimento $p_{s(i)}$ utilizada no cálculo da combinação i (BELAN, 2018).

O algoritmo do seletor de válvulas agrupa estas informações em uma matriz de ordem 19 x 81, onde cada vetor coluna contém todas as informações utilizada nos cálculos para cada um dos 81 valores discretos de forças. Conforme Belan (2018), as informações agrupadas em

cada coluna da matriz de forças e combinações são: a ordem sequencial de cálculo, o fator custo do chaveamento, as válvulas a serem comutadas e as pressões utilizadas em cada câmara para o cálculo da força. A estrutura da matriz de forças e combinações é apresentada na Figura 3.14.

Figura 3.14 – Estrutura da matriz de forças e combinações.

Matriz de Combinações

	61	58	...	24	21	← Ordem de cálculo
	-7,705	-7,155	...	7,4175	8,3175	← Força [kN]
	1,231	0,045	...	4,548	6,432	← Fator Custo [kN]
p_{s1} →	0	0	...	1	1	} Válvulas para a Câmara A
p_{s2} →	0	0	...	0	0	
p_{s3} →	1	1	...	0	0	
p_{s1} →	1	1	...	0	0	} Válvulas para a Câmara B
p_{s2} →	0	0	...	0	0	
p_{s3} →	0	0	...	1	1	
p_{s1} →	0	0	...	0	1	} Válvulas para a Câmara C
p_{s2} →	0	1	...	1	0	
p_{s3} →	1	0	...	0	0	
p_{s1} →	1	1	...	0	0	} Válvulas para a Câmara D
p_{s2} →	0	0	...	0	0	
p_{s3} →	0	0	...	1	1	
	p_A	p_A	...	p_A	p_A	} Pressão nas Câmaras
	p_B	p_B	...	p_B	p_B	
	p_C	p_C	...	p_C	p_C	
	p_D	p_D	...	p_D	p_D	

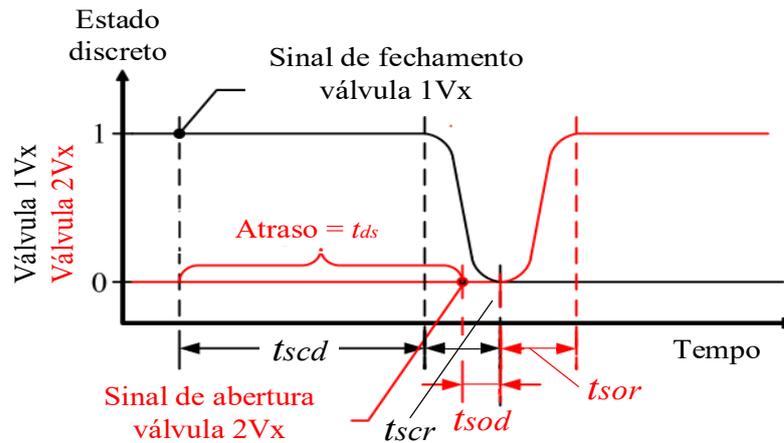
19x81

Fonte: (BELAN, 2018).

Desta forma, o algoritmo selecionará a combinação de válvulas referente ao valor de força $F_{(i)}$ que minimize o resultado da função custo (Equação (19)), e buscará na matriz de seleção de forças e combinações o vetor coluna \mathbf{U}_d referente a força $F_{(i)}$ selecionada.

As informações contidas no vetor \mathbf{U}_d , destacadas em vermelho na Figura 3.14, são então enviadas para o controlador de atrasos e comutação. Neste controlador são aplicados os atrasos t_{ds} nas válvulas a serem comutadas para sincronização do chaveamento, dando origem ao sinal de saída \mathbf{U}_t para o acionamento das válvulas. Esta etapa é crucial para o correto funcionamento do *DHA* e impacta diretamente na sua performance dinâmica e na eficiência energética, sendo estes aspectos amplamente discutidos em Mantovani (2019). O comportamento do controlador de atrasos de comutação é ilustrado na Figura 3.15.

Figura 3.15 – Funcionamento geral do controlador de atrasos de comutação.



Fonte: Adaptado de Mantovani (2019).

Conforme observado na Figura 3.15, se a válvula $2V_X$ está fechada e é selecionada sua abertura, adiciona-se um atraso t_{ds} no sinal de controle de modo a permitir o fechamento da válvula $1V_X$, para só então abrir $2V_X$. Assim, os tempos de abertura t_{sor} e fechamento t_{scr} das válvulas, bem como os tempos de energização (t_{sod}) e desenergização (t_{scd}) dos solenoides precisam o atraso t_{ds} a ser aplicado, sendo esse definido por Mantovani (2019) como:

$$t_{ds} = t_{scd} + t_{scr} - t_{sod}, \quad (21)$$

tal que, se o atraso aplicado for maior que o resultado da Equação (21), o chaveamento resultante irá produzir uma situação de câmaras confinadas, e caso seja menor, irá produzir uma situação de curto circuito entre as linhas de pressão.

Segundo Mantovani (2019), a operação com câmaras confinadas favorece a eficiência energética pois minimiza as perdas por compressibilidade. Por outro lado, a operação em curto circuito melhora a performance dinâmica do atuador, devendo ser escolhido a situação que melhor atenda a aplicação ou análise a ser realizada. Neste trabalho, optou-se por utilizar atrasos (t_{ds}) fixos e iguais para todas as válvulas, de modo a reproduzir situação de câmara confinada, sem impactar significativamente na performance do *DHA*.

Uma vez que o *DHA* apresenta somente forças discretas como saída, foi implementado um bloqueador de válvulas representado pelo bloco “*Locker*”. Segundo Ward (2017), sem este recurso e em regime permanente o *DHA* pode ficar alternando entre dois níveis de forças consecutivos pois dificilmente o carregamento externo será igual as forças discretas disponíveis. A estratégia implementada foi a mesma utilizada em Ward (2017), onde são cancelados os sinais de controle para as válvulas forçando o seu fechamento quando:

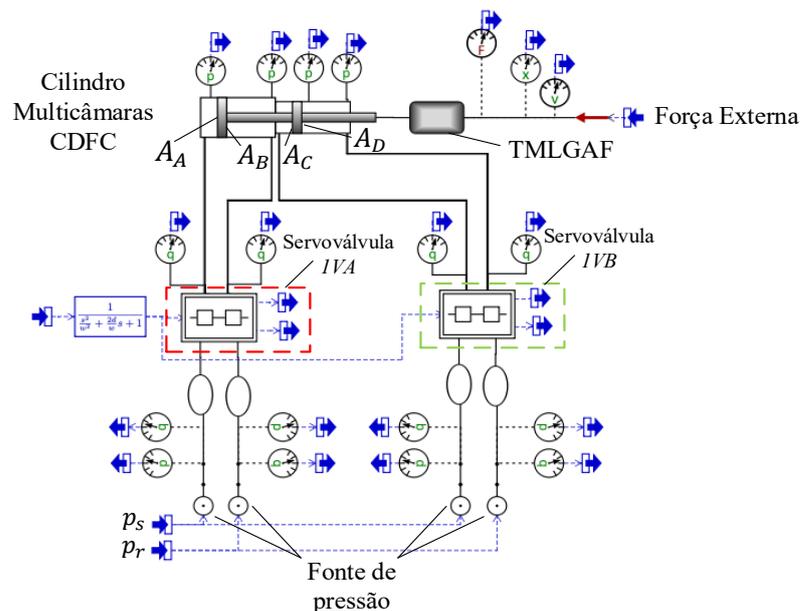
$$v_a \leq v^{locker} \ \& \ x_e \leq x_e^{locker}, \quad (22)$$

onde, v_a é a velocidade do atuador, v^{locker} e x_e^{locker} são, respectivamente, os valores limites de velocidade e erro tal que o travamento das válvulas deve ser realizado. De fato, esta estratégia não impede totalmente o movimento do atuador devido aos vazamentos internos do cilindro. Por fim, deve-se ressaltar que, quando o *Locker* é ativado, a saída da parcela integradora do controlador realimentado é forçada para zero afim de evitar sua saturação.

3.3 MODELO MATEMATICO DO *SHA*

Afim de permitir uma comparação de performances entre o *DHA* e uma solução padrão para acionamento de superfícies de controle, um modelo de *SHA* conforme apresentado na Figura 2.11, foi desenvolvido para fins de *benchmark*. Este modelo foi utilizado nas análises de segundo nível, onde foram avaliadas as performances dos atuadores integrados aos *elevons* da aeronave do modelo *ADMIRE*. A planta do modelo, apresentada na Figura 3.16, de forma semelhante ao *DHA*, também foi modelada no *software Hopsan*® sendo posteriormente integrada ao seu controlador no *software Matlab*®/*Simulink*®.

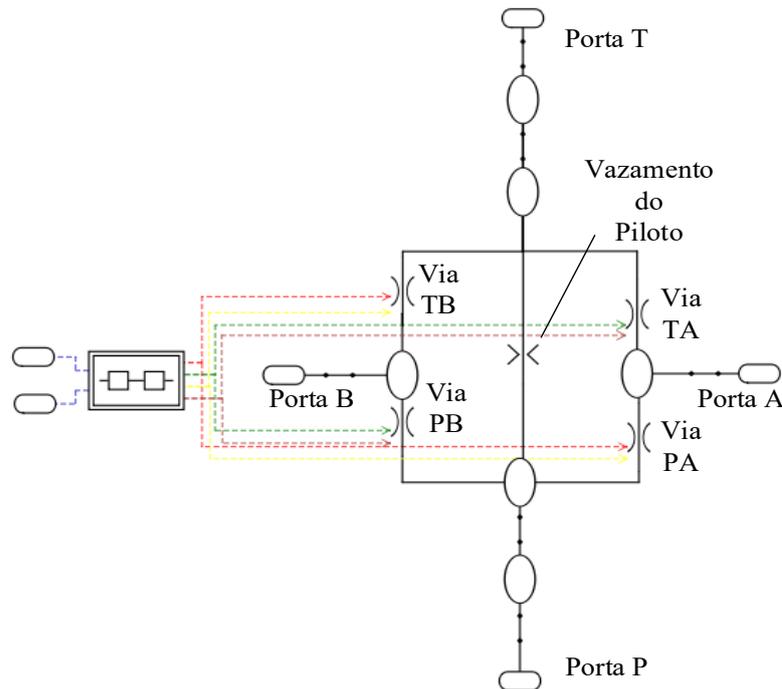
Figura 3.16 – Modelo do *SHA* desenvolvido em *Hopsan*®.



Fonte: Próprio autor.

Neste modelo são utilizados fontes de pressão ideais para as linhas hidráulicas de pressão de suprimento (p_s) e retorno pressurizado (p_r), semelhante aos sistemas hidráulicos de aviões em configuração *FBW* (MARÉ, 2017; MOIR & SEABRIDGE, 2008). O comportamento dinâmico das servoválvulas 1VA e 1VB, também foi modelado como sendo de segunda ordem, conforme a Equação (15). O modelo utilizado foi desenvolvido em Cruz (2018), sendo cada servoválvula modelada como uma ponte de *Wheatstone*, conforme apresentado na Figura 3.17.

Figura 3.17 – Modelo de servoválvula com vazamentos internos desenvolvido em *Hopsan*®.



Fonte: Elaborado pelo autor com base em Cruz (2018).

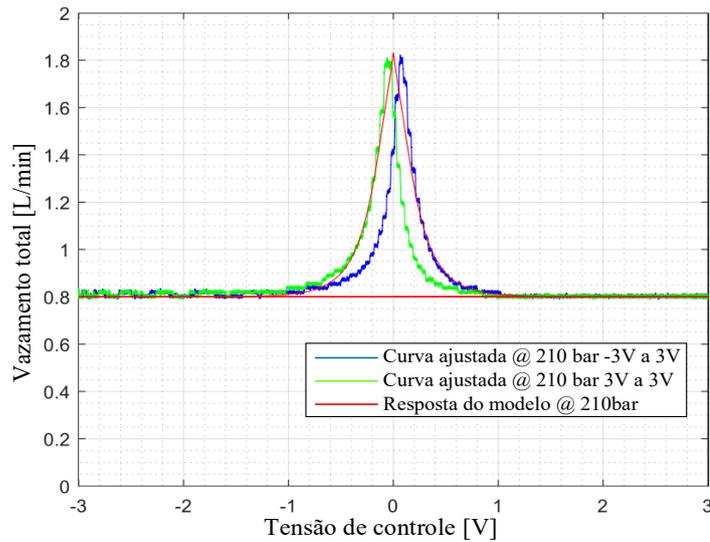
Os dados da parametrização do modelo da servoválvula são apresentados na Tabela 3.8. Estes dados foram obtidos por meio de experimentos com a servoválvula MOOG modelo 760 C263A, apresentados em Cruz (2018). Conforme observado na Figura 3.17, o vazamento do estágio do piloto é modelado pelo orifício entre as portas de alimentação P e retorno T, já os vazamentos internos são modelados nos próprios orifícios das suas respectivas vias. A curva de vazamentos interno total para as servoválvulas, que também foi obtida por meio dos ensaios experimentais e implementada no modelo é apresentada Figura 3.18.

Tabela 3.8 – Parâmetros utilizados nos modelos das servoválvulas.

Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
Configuração	-	4/3 vias, Centro Fechado	-
Vazão nominal	q_{vn}^{SV}	$3,15 \times 10^{-4}$	m^3/s
Coefficiente de vazão total	k_v^{SV}	$1,2 \times 10^{-7}$	$m^3/sPa^{1/2}$
Sinal de controle	U_c^{SV}	± 10	V
Frequência natural	ω_{SV}	1256,64	rad/s
Fator de amortecimento	ξ_{SV}	0,9	-

Fonte: Elaborado pelo autor com base em Cruz (2018).

Figura 3.18 – Dados de vazamento interno total da servoválvula implementados no modelo.

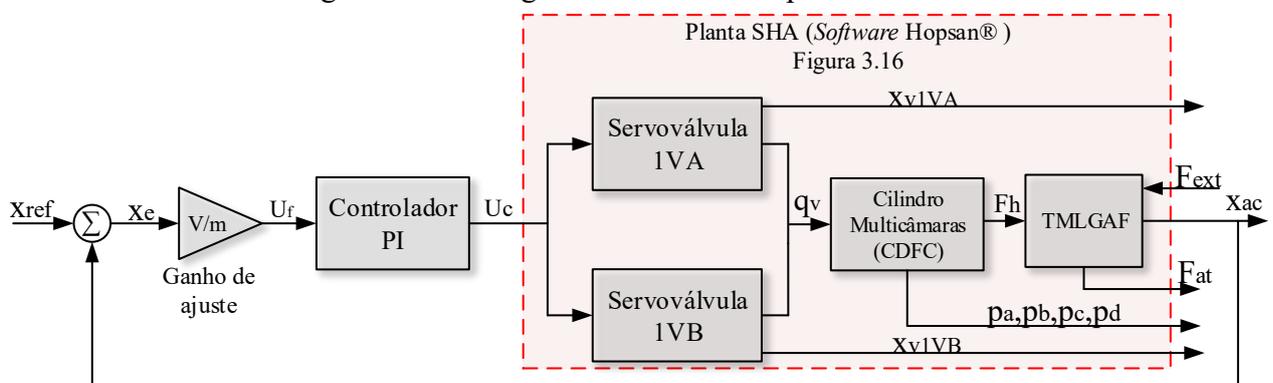


Fonte: Trazido pelo autor de Nostrani (2021) com dados disponíveis em Cruz (2018).

Conforme observado na Figura 3.18, o vazamento interno tem seu valor máximo quando a servoválvula está na posição central ($\approx 1,8$ L/min) e diminui com a sua abertura, assumindo valor constante em uma tensão de controle acima de ± 3 V ($\approx 0,8$ L/min). Esse fato está associado à fase piloto da servoválvula e como resultado a linha de suprimento hidráulico deverá fornecer vazão mínima constante para manter o sistema pressurizado, resultando em baixa eficiência energética para pequenos deslocamentos do carretel da servoválvula.

O sistema de controle proposto para o *SHA* e ilustrado na Figura 3.19, utiliza um controlador PI de ganhos fixos realimentado pela posição do cilindro (x_{ac}) em malha fechada, e apresenta estrutura similar ao apresentado na Figura 2.11. Os ganhos do controlador, bem como os demais parâmetros dimensionais utilizados no modelo, serão discutidos na Seção 5.1 onde é apresentado o projeto e modelagem dos atuadores hidráulicos com base nos requisitos de projetos estabelecidos para os *elevons* da aeronave do modelo *ADMIRE*.

Figura 3.19 – Diagrama de blocos simplificado do *SHA*



Fonte: Próprio Autor.

4 AVALIAÇÃO DO IMPACTO DAS FALHAS NO *DHA*

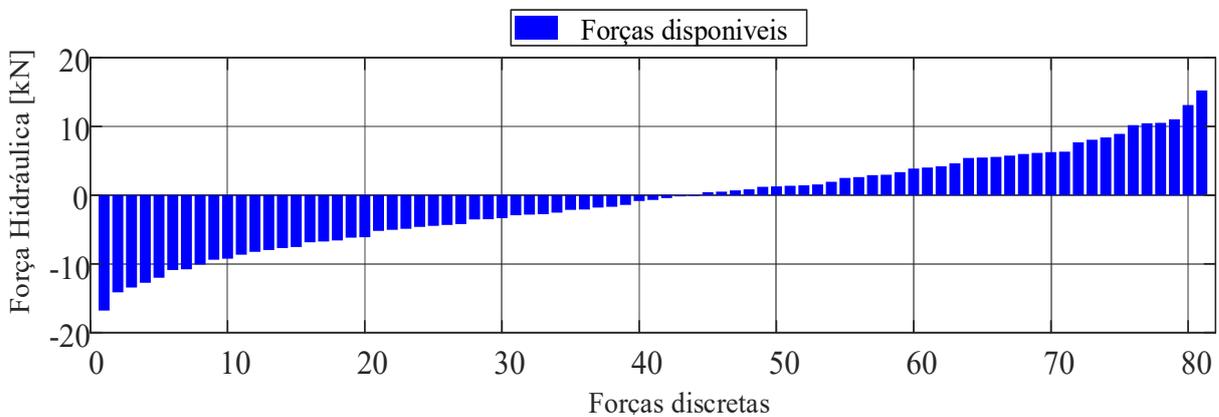
4.1 VALIDAÇÃO EXPERIMENTAL DO MODELO MATEMÁTICO DO *DHA*

Ainda que validações experimentais para o *DHA* foram apresentadas em Belan (2018), foi necessário realizar uma nova validação nesta dissertação, devido as modificações da nova bancada de hidráulica digital do LASHIP. Por não ser o foco desta dissertação, não foram adicionadas mudanças substanciais nos controladores utilizados em Belan (2018).

O método adotado para a validação consistiu em reproduzir as mesmas condições dos ensaios realizados no atuador da bancada experimental (Figura 3.6) com o modelo matemático. Para isto, os mesmos sinais de entrada do experimento foram utilizados no modelo para verificar um comportamento similar entre as respostas simuladas e os resultados experimentais.

Foram realizados ensaios de resposta ao degrau e seguimento de trajetória, ambos com carregamento externo. Como apresentado anteriormente, o *DHA* discretiza a força de controle a fim de minimizar o erro de posição, selecionando a força ótima dentre os 81 valores disponíveis no seu perfil de forças. Assim, em todos os experimentos foram padronizados os valores das pressões de suprimento para se obter um único perfil de força. As forças resultantes para as pressões de suprimento utilizadas, 75, 45 e 7,5 bar são apresentadas na Figura 4.1.

Figura 4.1 – Perfil de forças do *DHA* da bancada experimental



Para aproximar de um cenário similar ao de uma superfície de controle, em todos os ensaios a posição inicial do atuador foi definida na metade do seu curso. A força no sistema de simulação de carga externa foi controlada por uma malha fechada entre a célula de carga 2F1 e a válvula proporcional 2VD1, utilizando um controlador PID. O sinal de referência F_{ref} para o perfil de força externa, aplicado pelo atuador 2A1, foi definido como sendo:

$$F_{ref} = k_{fe}x_{ac} + F_0, \quad (23)$$

onde, k_{fe} é uma constante em N/m que define uma parcela de força proporcional a posição x_{ac} do atuador multicamaras do *DHA*, e F_0 uma força constante de pré carga em N.

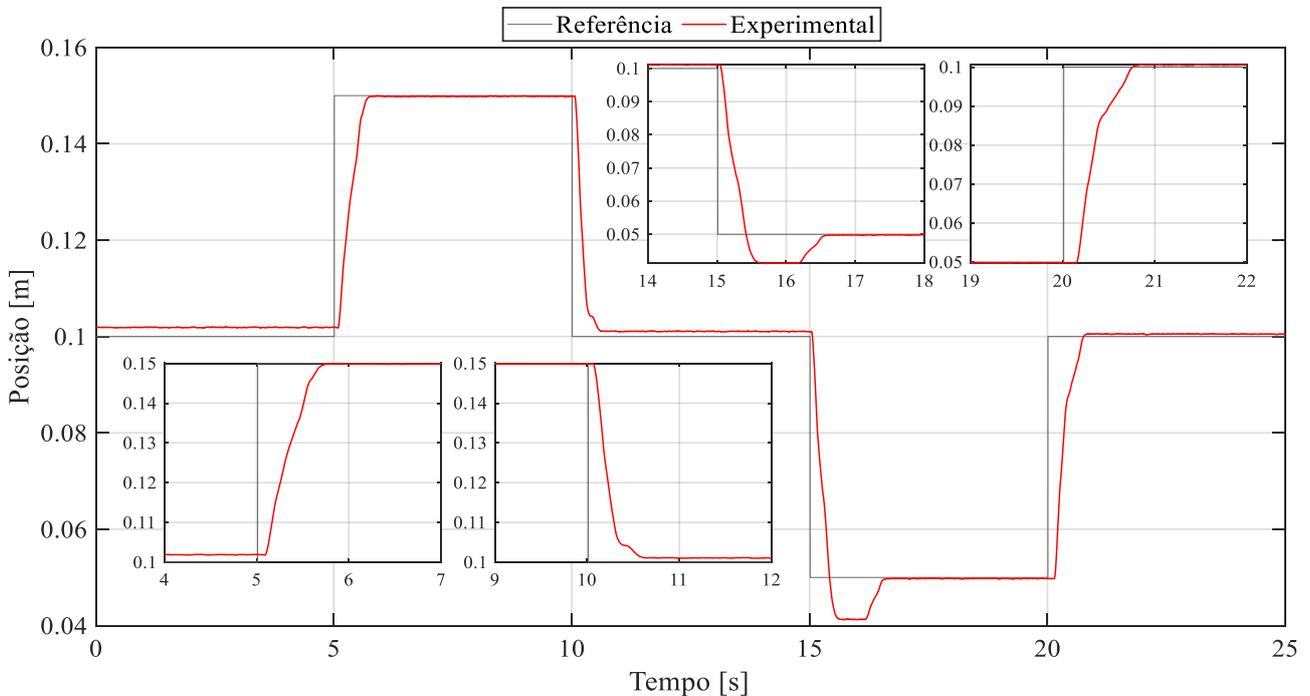
O proposto nos ensaios foi provocar uma condição de carregamento externo de modo a forçar o *DHA* a utilizar seu nível máximo de força. Assim, a pré-carga F_0 foi definida igual a 500 N, e k_{fe} foi definida igual a 105000 N/m, para reproduzir forças da ordem de +11 kN e -10 kN, considerando um deslocamento máximo de 0,1 m. Os ganhos do controlador PID, k_p , k_i e k_d que geraram uma condição satisfatória foram 0,85, 0,7 e 0,35, respectivamente.

Para o controle de posição do *DHA*, optou-se por utilizar sua configuração mais simplificada. Portanto, foi utilizado o controlador PI de ganhos fixos e atrasos iguais em todas as válvulas, mas mantiveram-se as demais estruturas do controlador conforme a Figura 3.13. Os ganhos do controlador PI, k_p e k_i foram 185 e 35 respectivamente. Os atrasos de sinal das válvulas (t_{ds}) e o tempo mínimo entre chaveamentos (dT_{min}) foram definidos iguais a 0,011s e 0,120s. O erro máximo de posição (x_e^{locker}) e velocidade mínima (v^{locker}) para utilizados no bloqueador de válvulas foram 0,002 m e 0,1 m/s respectivamente.

4.1.1 Resposta ao degrau

A resposta do *DHA* no experimento de resposta ao degrau é apresentada na Figura 4.2.

Figura 4.2 – Ensaio experimental de resposta ao degrau.

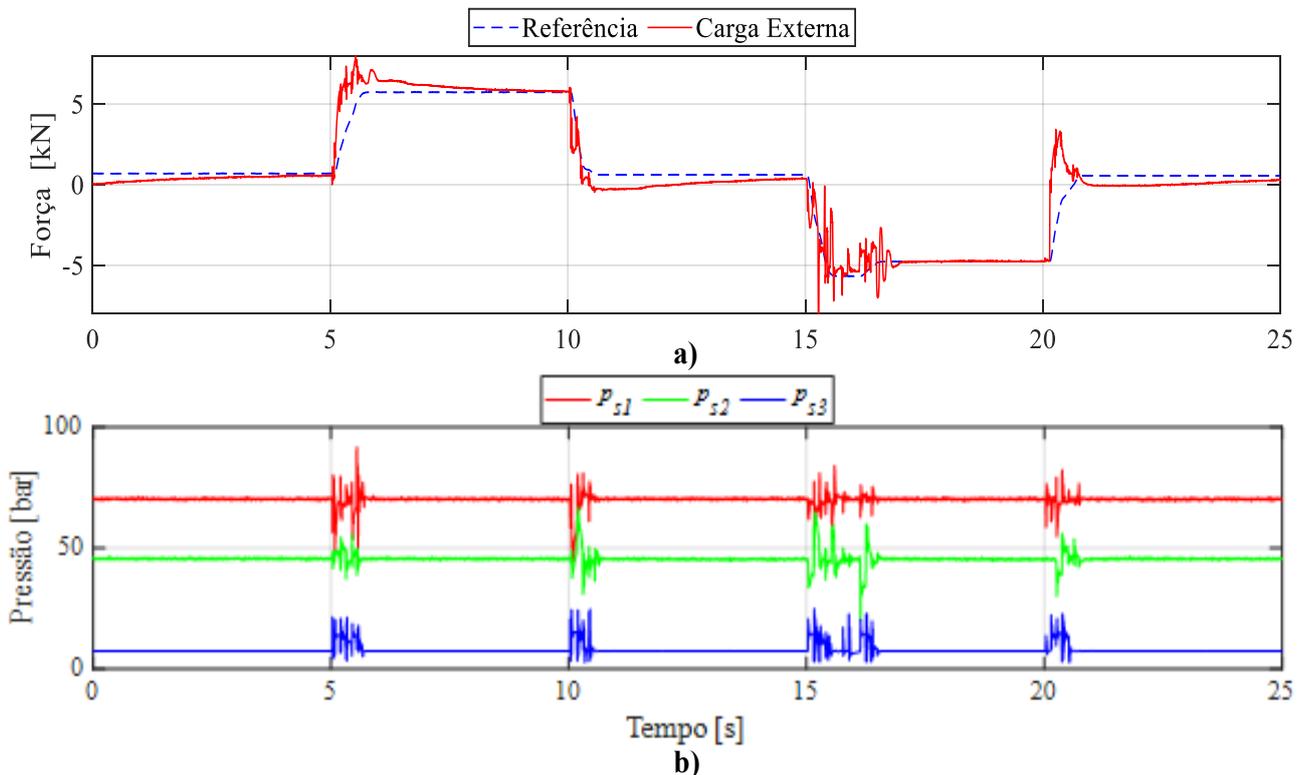


Fonte: Próprio autor.

A partir destes resultados, é possível verificar que o atuador apresenta um comportamento dinâmico de segunda ordem, subamortecido e com atraso, típico de posicionadores hidráulicos (DE NEGRI *et al*, 2008). O sistema demonstrou não ter tempo de acomodação constante, apresentado um valor médio de $t_{2\%}$ igual a $0,609s \pm 0,138s$. Os atrasos também não foram constantes, sendo percebido um valor médio t_d igual a $0,0645s \pm 0,0228s$.

Dois aspectos críticos ainda a serem aprimorados na bancada são: o controle de força do sistema de simulação de carregamento externo (Figura 3.9), e as variações das pressões de suprimento da unidade hidráulica do *DHA*, pois ambas influenciaram na dinâmica de posição do atuador. Uma vez que o controlador utiliza valores fixos para estimar o perfil de forças, variações nos níveis de pressão e no carregamento externo ocasionam valores diferentes do previsto pelo controle do *DHA*. A este fenômeno, atribuiu-se a sobrepassagem observada na Figura 4.2. O perfil de carregamento externo bem como as variações nas pressões de suprimento percebidas neste experimento estão apresentadas na Figura 4.3.

Figura 4.3 – Ensaio experimental de resposta ao degrau a) Carregamento externo do experimento b) Pressões de suprimento do experimento.

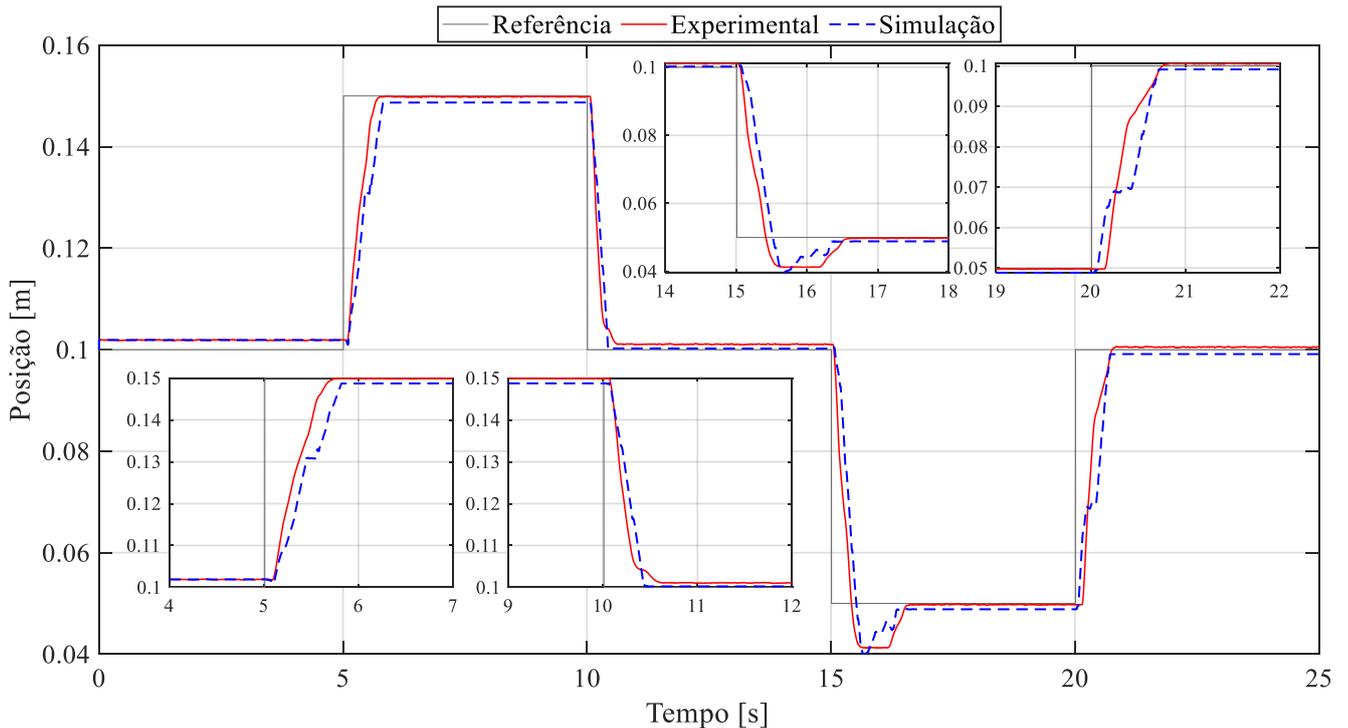


Fonte: Próprio autor.

Para a validação do modelo matemático não linear, os parâmetros apresentados na Seção 3.2, bem como os valores experimentais de pressões de suprimento e carregamento externo, foram utilizados como entradas no modelo. Todavia, só foi possível conseguir uma

aproximação comportamental com resultados experimentais alterando a parcela do atrito viscoso σ_2 para velocidades positivas e negativas para 20000 kg/s ao invés dos valores da Tabela 3.5. Esta mesma alteração foi realizada na validação experimental do *DEHA* em Nostrani (2021) que compartilha a mesma bancada experimental utilizada nesta dissertação. O resultado obtido para a respostas de posição do modelo é apresentado na Figura 4.4.

Figura 4.4 – Comparativo entre a resposta em posição simulada e experimental.

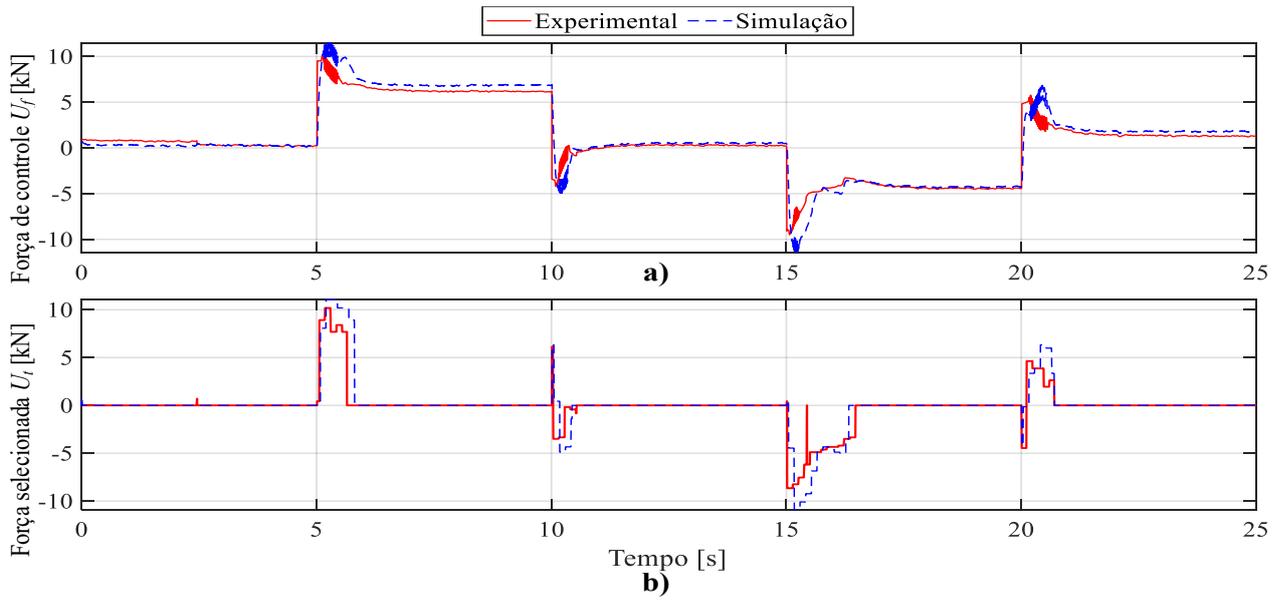


Fonte: Próprio autor.

Apesar de pequenas diferenças perceptíveis para a resposta do modelo na Figura 4.4, em linhas gerais verifica-se um comportamento similar com a resposta experimental. Estas diferenças se devem sobretudo a possíveis não-linearidades, não consideradas na modelagem do atrito, que são justificadas pela influência do perfil de carregamento do sistema na deformação das vedações do atuador e ainda por variações na temperatura do fluido hidráulico durante a condução dos ensaios (SUISSE, 2005; TRAN, *et al.*, 2012).

Esta dificuldade em reproduzir os fenômenos envolvidos na modelagem do atrito em sua totalidade também é retratado na validação apresentada em Belan (2018). Como a estratégia de controle do *DHA* está baseada em estimativas da carga externa, qualquer variação no carregamento do sistema ocasiona variações nas forças de controle (U_f) e, portanto, na força selecionada (U_t) (ver Figura 3.13) sendo verificada na posição do atuador. Isto pode ser verificado nos resultados apresentados na Figura 4.5.

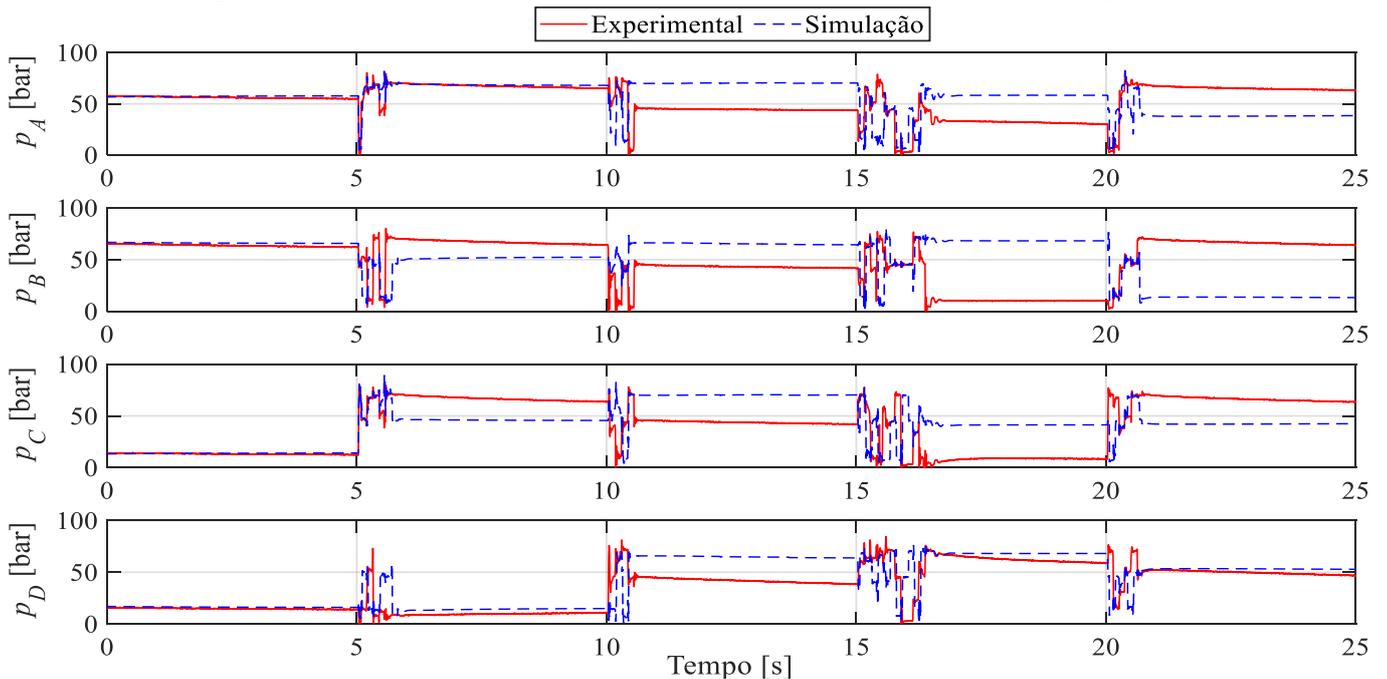
Figura 4.5 – Forças de controle U_f e selecionada U_t , do modelo e do experimento



Fonte: Próprio autor.

Entretanto, o que se espera na validação deste modelo é conseguir representar um comportamento similar ao verificado experimentalmente. Neste sentido, é possível constatar um comportamento semelhante para a força de controle U_f , apesar de pequenos desvios nos valores simulados. Conforme explicado anteriormente, esta diferença acaba alterando os valores das forças selecionadas U_t , e por consequência, o resultado dos valores simulados para as pressões nas câmaras do atuador que são apresentadas na Figura 4.6.

Figura 4.6 – Pressões nas câmaras do atuador do modelo e do ensaio experimental.



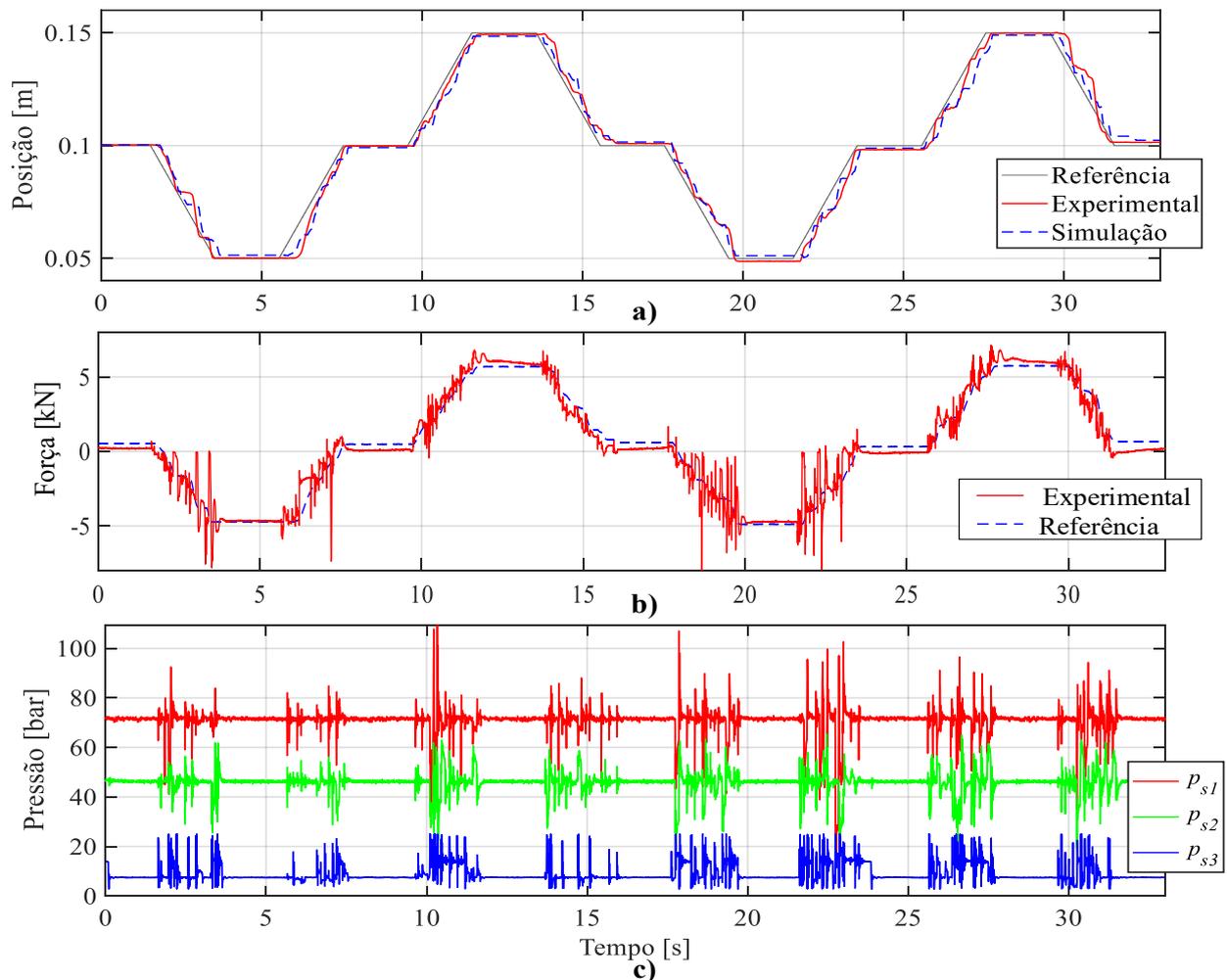
Fonte: Próprio autor.

4.1.2 Resposta ao seguimento de trajetória

Afim de permitir uma avaliação da dinâmica do sistema sob uma outra perspectiva, também foi realizado a validação do modelo com as respostas do experimento de seguimento de trajetória. Este tipo de entrada se assemelha mais com a aplicação em superfícies de controle de aeronaves, proposta para este atuador. Este perfil de posição, também foi escolhida para os ensaios do sistema em condição de falhas, que serão apresentadas na Seção 4.3.

Para condução dos experimentos foi proposto uma trajetória de onda trapezoidal, com amplitude de 0,05 m/s e inclinação de 0,025 m/s. A estratégia de controle apresentada na Seção 4.1.1, e seus parâmetros, foram mantidos nesta avaliação, e da mesma forma, buscou-se reproduzir um comportamento semelhante ao desempenhado no experimento. Os resultados da resposta em posição do modelo não linear e da bancada experimental bem como o carregamento externo e as pressões de suprimento experimentais são apresentados na Figura 4.7.

Figura 4.7 – Ensaio experimental de resposta ao seguimento de trajetória a) Resposta em posição simulada e experimental b) carregamento externo c) Pressões de suprimento.



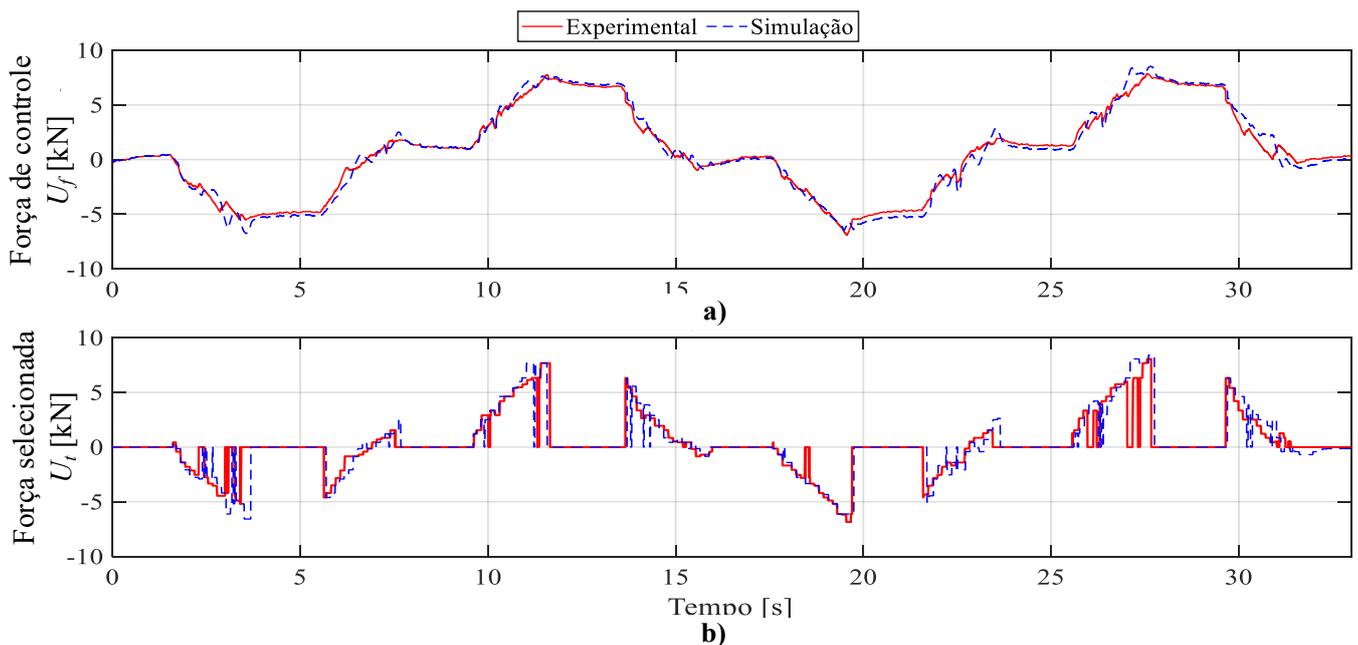
Fonte: Próprio autor.

Os resultados apresentados demonstram como a repetitividade da resposta em posição do sistema (Figura 4.7 a)), é influenciada pelo desempenho do controle de força do sistema de carregamento externo (Figura 4.7 b)) e pelas variações de pressão na linha de suprimento, (Figura 4.7 c)) sendo este último fato mais crítico pois está relacionado a um desafio de projeto da concepção *DHA*, o qual necessita de linhas de pressão com níveis constantes para adequado funcionamento do seu sistema de controle.

Diferentemente do experimento da resposta em degrau, o seguimento de trajetória exigiu do *DHA* um maior número de chaveamentos principalmente para o atuador seguir a referência em rampa. Conforme Belan (2018), um maior número de chaveamentos aumenta as perdas por compressibilidade no sistema, induzindo uma maior demanda de vazão a ser suprida pela unidade hidráulica afim de manter as pressões de suprimento constantes. Todavia, devido a limitações construtivas da unidade hidráulica utilizada que a impedem de suprir essa demanda, se justificam as oscilações nos valores das linhas de pressões de suprimento.

Com relação a resposta do modelo, apesar das diferenças percebidas na posição, também atribuídas a limitações na modelagem do atrito, sua resposta foi considerada adequada. De forma equivalente aos resultados para a resposta em degrau, foi possível notar a mesma tendência no comportamento das forças de controle (U_f) e selecionadas (U_t), corroborando com a validação do modelo matemático. Os gráficos da Figura 4.8 apresentam o comportamento simulado e experimental para as forças de controle (U_f) e selecionadas (U_t).

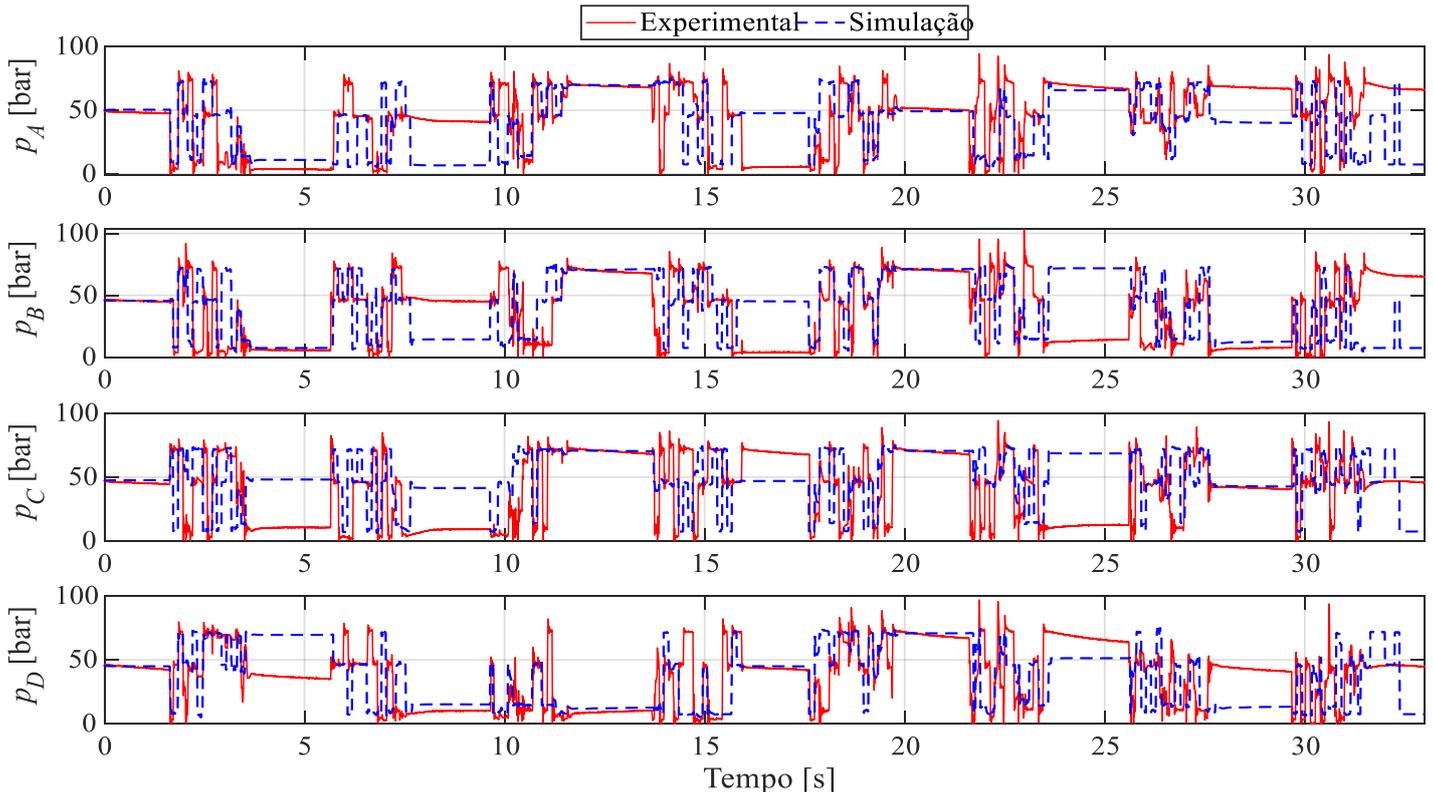
Figura 4.8 – Forças de controle U_f e selecionada U_t , do modelo e do experimento.



Fonte: Próprio autor.

Por fim, pelo mesmo motivo de não se conseguir repetir na simulação exatamente as forças selecionadas U_t do experimento, não foi possível obter os mesmos valores para as pressões simuladas nas câmaras do atuador do *DHA*. Entretanto, é possível verificar através dos das pressões no atuador, apresentados na Figura 4.9, que para os instantes onde as forças simuladas e experimentais se coincidem, os valores simulados e experimental se aproximam.

Figura 4.9 – Pressões nas câmaras do atuador do modelo e do ensaio experimental.



Fonte: Próprio autor.

4.1.3 Caracterização da dinâmica de posição do *DHA* pela resposta em frequência

De posse do modelo validado, os resultados de análises simuladas podem representar satisfatoriamente o comportamento esperado do atuador físico. Neste sentido, por ser um procedimento exaustivamente extenso de ser realizado na prática devido ao número de ensaios necessários, a análise da resposta em frequência do *DHA* foi realizada via simulação com o modelo não linear validado (apresentado na Seção 3.2).

Considerando a resposta dinâmica de posição do sistema verificada experimentalmente e apresentada na Seção 4.1.1, um modelo linear simplificado do processo pode ser representado pela função de transferência descrita por:

$$x_{ac}(s) = e^{-t_a s} \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} x_{ref}(s), \quad (24)$$

onde, com o tempo de acomodação obtido experimentalmente ($t_{2\%} = 0,609\text{s}$), pode-se estimar a frequência natural do processo por (OGATA, 2010)

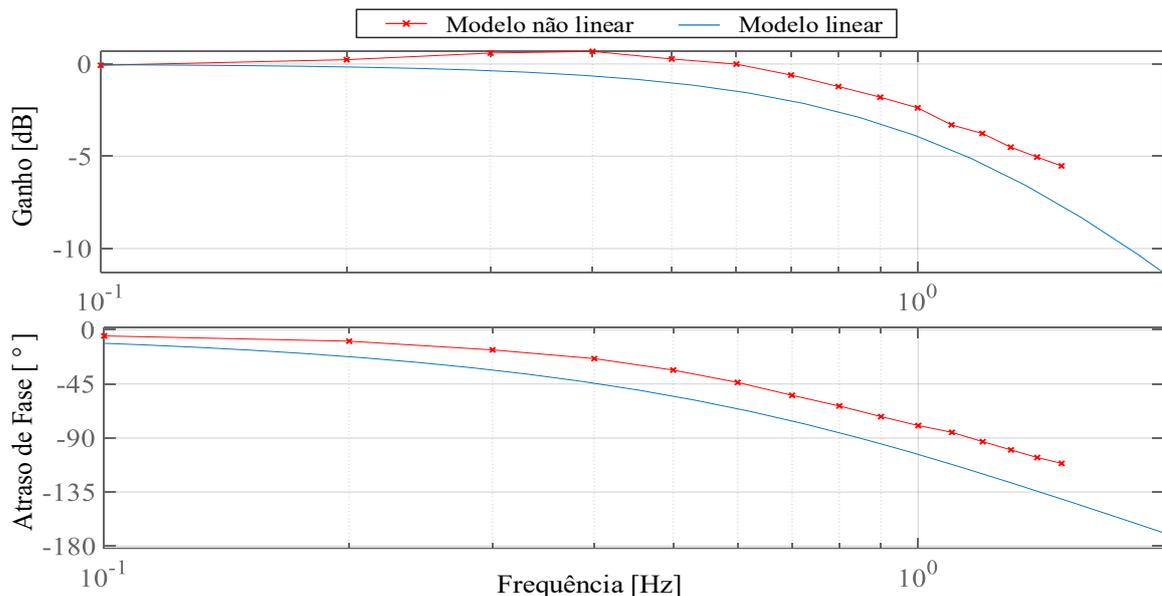
$$\omega_n = \frac{4}{\xi t_{2\%}}. \quad (25)$$

Assumindo um fator de amortecimento ξ igual a 0,9, o valor para a frequência natural da função de transferência ω_n é igual a 7,297 rad/s. Por sua vez, o termo $e^{-t_d s}$ representa o atraso da resposta do atuador verificada experimentalmente com valor médio t_d igual a 0,0645s. Assim, reescrevendo em termos numéricos a Equação (24), o comportamento esperado para a resposta do sistema aproximado por este modelo linear pode descrita pela função de transferência:

$$x_{ac}(s) = e^{-0,0645s} \frac{53,25}{s^2 + 13,14s + 53,25} x_{ref}(s). \quad (26)$$

De forma a verificar a representatividade entre o modelo linear (Equação (26)) e o modelo não linear (Seção 3.2) foram realizadas análises no domínio da frequência com ambos. Para realização desta análise, o diagrama de Bode do modelo linear foi construído por funções próprias do software *Matlab*® para este fim. Para o modelo não linear por sua vez, foram desenvolvidas simulações com entradas senoidais de amplitude igual 0,05 m e frequências variadas (a partir de 0,1 Hz) e com carregamento externo definido pela Equação (23). Ao final das simulações, foram calculados os ganhos e os atrasos de fase com a resposta simulada e a referência de posição. Por fim, a resposta dinâmica no domínio da frequência de ambos os modelos está apresentada no diagrama de Bode da Figura 4.10.

Figura 4.10 – Resposta em frequência para os modelos linear e não linear do *DHA*.



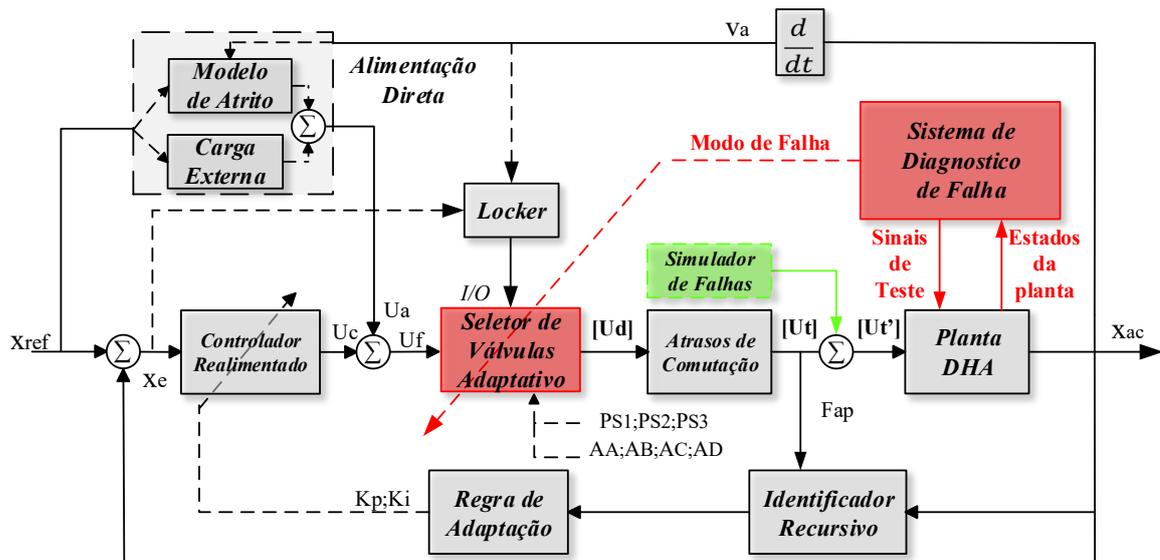
Fonte: Próprio autor.

Pela análise gráfica no digrama de Bode da Figura 4.10, verificou-se que o modelo linear apresentou frequência de corte igual a 0,847 Hz (5,322 rad/s) e uma atenuação de -2,9 dB, ambos para um atraso de fase de -90° . Já o modelo não linear por sua vez, apresentou 1,159 Hz (7,28 rad/s) e -3,577 dB para a frequência de corte e atenuação respectivamente, ambos também tomados para um atraso de fase de -90° . Portanto, com base nas respostas em frequência verificadas nesta análise é possível verificar que o modelo linear identificado (Equação (26)) consegue caracteriza de forma simplificada a dinâmica de posição do *DHA*.

4.2 ESTRATÉGIA PARA READAPTAÇÃO A FALHAS

Para realizar a avaliação do sistema em condições de falha foi necessário adotar uma estratégia de readaptação do controlador de forma a adequar a seleção de válvulas e, assim, permitir a acomodação dos modos de falha apresentados na Seção 2.3.3. Para formar uma visão geral do processo proposto, o diagrama de blocos da Figura 4.11, apresenta a estrutura modificada do controlador, adaptado para trabalhar com casos de falha.

Figura 4.11 – Diagrama de blocos do controlador redundante a falhas proposto para o *DHA*.



Fonte: Próprio autor.

Antes de reconfigurar o DHA para promover redundância, se faz necessário identificar corretamente o modo de falha que esteja ocorrendo na planta. Conforme discutido na Seção 2.3.3, em Siivonen *et al.* (2005) foi demonstrado a viabilidade de diagnosticar o modo de falha em atuadores hidráulicos digitais utilizando uma estratégia baseada na monitoração dos estados da planta em resposta a sinais de testes enviados por uma lógica externa ao controle. No presente sistema, esta lógica externa seria implementada pelo bloco “*Sistema de Diagnostico de Falhas*”.

Entretanto, o foco desta dissertação está em avaliar o desempenho do *DHA* operando em falha e não o seu diagnóstico. Assim, após a condição desejada ser implementada pelo bloco “*Simulador de Falhas*”, simplesmente forçando o valor de estado das válvulas em falha no vetor (U_t), é informado para o seletor de válvulas o modo de falha simulado para que o mesmo possa reconfigurar o seu algoritmo, ignorando assim a etapa de identificação e diagnóstico.

Para garantir a redundância no *DHA*, foram implementadas modificações no algoritmo de seleção de válvulas, afim de permitir apenas a seleção de combinações ainda existentes, definidas pela acomodação dos modos de falha descritas na Seção 2.3.3.

Sendo a força selecionada definida pela combinação de válvulas i com menor custo de chaveamento (Equação (19)), a nova estratégia de seleção implementada no bloco “*Seletor de Válvulas Adaptativo*”¹¹ atribui custo de chaveamento tendendo ao infinito para as combinações de válvulas não permitidas. Assim, o novo algoritmo de seleção de válvulas condiciona o novo custo de chaveamento $Custo'_{(i)}$ aos estados operacionais das câmaras definido como:

$$Custo'_{(i)} = \begin{cases} se S_y = N \therefore \text{Equação (19)} \\ se S_y = C_j \therefore Custo_{(i)} \rightarrow \infty, se jVy \in i \\ se S_y = O_j \therefore Custo_{(i)} \rightarrow \infty, se jVy \notin i \end{cases} \quad (27)$$

onde, S_y é o estado operacional da câmara de índice y (A, B, C ou D) e jVy representa a válvula em falha do nível de pressão j (1, 2 ou 3). A Figura 4.12 ilustra o funcionamento do algoritmo.

Figura 4.12 – Exemplo do funcionamento do algoritmo de seleção adaptativa na matriz de seleção considerando a falha C_1NO_3N .

	31	43	...	1	41	...	38	...	Ordem de cálculo i
	-7,567	-7,465	...	-1,283	-0,769	...	1,295	...	Força F [kN]
	0,892	0,523	...	∞	∞	...	∞	...	$Custo_{(i)}$ [kN]
$p_{s1} \rightarrow$	0	0	...	1	0	...	1	...	Válvulas Câmara A
$p_{s2} \rightarrow$	0	1	...	0	1	...	0	...	
$p_{s3} \rightarrow$	1	0	...	0	0	...	0	...	
$p_{s1} \rightarrow$	1	0	...	1	0	...	0	...	Válvulas Câmara B
$p_{s2} \rightarrow$	0	1	...	0	1	...	1	...	
$p_{s3} \rightarrow$	0	0	...	0	0	...	0	...	
$p_{s1} \rightarrow$	0	0	...	1	0	...	0	...	Válvulas Câmara C
$p_{s2} \rightarrow$	0	0	...	0	1	...	0	...	
$p_{s3} \rightarrow$	1	1	...	0	0	...	1	...	
$p_{s1} \rightarrow$	0	1	...	1	0	...	0	...	Válvulas Câmara D
$p_{s2} \rightarrow$	0	0	...	0	1	...	1	...	
$p_{s3} \rightarrow$	1	0	...	0	0	...	0	...	
	7,5	45	...	75	45	...	75	...	Pressão nas Câmaras
	75	45	...	75	45	...	45	...	
	7,5	7,5	...	75	45	...	7,5	...	
	7,5	75	...	75	45	...	45	...	

Fonte: Próprio autor.

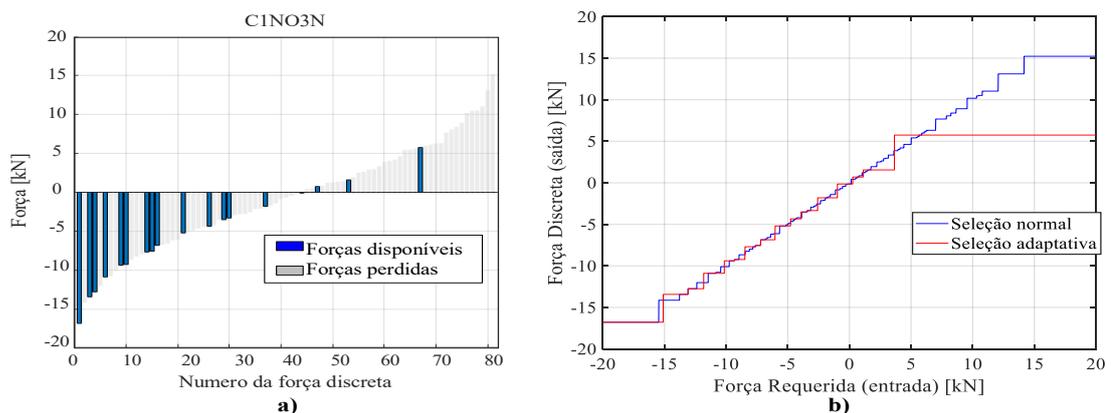
¹¹ O algoritmo em desenvolvimento para o “*Seletor de Válvulas Adaptativo*” é apresentado no Apêndice B.

O caso de falha apresentado na Figura 4.12 é o C_1NO_3N , ou seja, a válvula 1VA falhou fechada e a 3VC falhou aberta. Conforme descrito na Seção 2.3.3, a acomodação prevista para câmara com válvula que falhou fechada é não permitir a sua seleção. Para câmara com válvula em falha aberta não é permitido a seleção das demais válvulas da câmara. Assim, por meio do algoritmo apresentado na Equação (27), devem ser assumidos custo tendendo ao infinito para as combinações que: para a câmara A, abram a válvula 1VA, e para câmara C fechem a válvula 3VC, a exemplo as combinações 1, 41 e 38 destacadas em vermelho.

É importante ressaltar que sem a utilização desta seleção de válvulas adaptativa, o *DHA* não conseguiria garantir a sua redundância funcional. Isto se deve ao fato de caso fosse selecionada uma combinação que contivesse uma válvula com falha fechada, poderia ocorrer uma situação de câmara confinada, uma vez que nenhuma válvula da câmara estaria aberta. Adicionalmente, não pode ser selecionado mais de uma válvula por câmara, pois ocorreria um curto circuito entre as linhas de pressão. Isto ocorreria para os casos onde fossem selecionadas as demais válvulas de uma câmara, que contém uma válvula que falhou aberta.

A seleção de válvulas adaptativa a falha garante que a força escolhida pelo controlador se restrinja apenas aos valores ainda disponíveis no perfil de forças com falha, restringindo a seleção de combinações que causem os efeitos descritos no parágrafo anterior. Para ilustrar este processo, a Figura 4.13 apresenta as forças selecionadas com e sem adaptação, para um sinal contínuo de força em rampa (de -20 a 20 kN), considerando a falha C_1NO_3N .

Figura 4.13 – Falha C_1NO_3N a) Perfil de forças resultante b) Diferenças entre os algoritmos de seleção de válvulas.



Fonte: Próprio autor.

Com o exemplo apresentado, é possível verificar que para o perfil de forças resultante da condição de falha C_1NO_3N , só podem ser selecionadas as combinações de válvulas que resultem nas forças ainda disponíveis no novo perfil, destacado em azul na Figura 4.13 a).

Assim, na Figura 4.13 b) fica evidenciado a ação do seletor adaptativo verificada pelo menor número de chaveamentos (em vermelho) correspondente a apenas as forças ainda disponíveis.

Embora a seleção adaptativa garanta o funcionamento parcial do sistema, os seus limites operacionais são comprometidos devido a redução dos níveis e do número de forças decorrentes da ocorrência da falha. A implementação desta nova estratégia promove uma maior previsibilidade operacional para o sistema em falha, garantindo que este opere dentro dos seus novos limites identificados. Portanto, para uma avaliação mais completa da redundância total do *DHA* deve-se considerar a sua capacidade, já associado à aplicação de destino, em operar com as quedas de performance provocadas pelas falhas.

4.3 AVALIAÇÃO DOS EFEITOS DAS FALHAS NO DESEMPENHO DO *DHA*

Para fornecer uma maior compreensão dos novos limites operacionais do *DHA* em casos de falha, a análise foi dividida em duas etapas. Primeiramente, foram feitas avaliações do controle de posição para diferentes condições de falha, via experimentos de seguimento de trajetória, igual ao proposto na Seção 4.1.2. Esta análise objetivou estabelecer na prática relações causais entre diferentes impactos no perfil de forças e a performance do atuador. Num segundo momento, foram avaliados o impacto na dinâmica do *DHA* pela análise no domínio da frequência a partir de resultados de simulação empregando o modelo não-linear contendo casos críticos identificados na etapa anterior e utilizando o procedimento apresentado na Seção 4.1.3.

Conforme destacado em Petterson (2018), a avaliação de falhas no *DHA* é particularmente desafiadora devido ao extenso número de combinações possíveis, que totalizam 2402 casos distintos de falhas. A solução adotada neste trabalho consistiu em focar no entendimento dos efeitos das falhas no comportamento do *DHA* com base em diferentes tipos de impactos no perfil de forças, de modo que as conclusões obtidas possam ser estendidas para casos de falha que impactarem o perfil de força do atuador de forma semelhante.

Neste sentido, os indicadores de falha apresentados no Apêndice A, foram utilizados para orientar a divisão dos grupos de falha na seguinte forma:

- Grupo A: Casos que reduzem somente o nível de força máxima positiva (k_{pos});
- Grupo B: Casos que reduzam somente o nível de força máxima negativa (k_{neg});
- Grupo C: Casos que reduzem os níveis de força máxima positiva (k_{pos}) e negativa (k_{neg});
- Grupo D: Casos que impactam na perda de forças intermediárias e não reduzem os níveis de força máxima.

A Tabela 4.1 apresenta as falhas que compuseram cada grupo. Foram selecionadas múltiplas falhas por grupo com intuito de se avaliar diferentes níveis impacto no perfil de forças, objetivando a definição de limites mínimos funcionais para o atuador para uma determinada condição operacional. De forma complementar, no Apêndice C são apresentados os demais indicadores para os perfis de força gerados por cada falha de seus respectivos grupos.

Tabela 4.1 – Grupos de falha utilizados na avaliação experimental.

Grupo A	Grupo B	Grupo C	Grupo D
C_1NC_1N	NC_1NC_1	C_1NNC_1	NC_2C_2N
$C_1C_3C_1N$	$NC_1C_3C_1$	C_3NNC_3	$NC_2C_2C_2$
$C_1NC_1C_3$	C_3NO_1N	$C_1C_1O_1N$	$C_2C_2C_2N$
NO_1O_3N	$C_3C_1NC_1$	$C_1C_3C_3C_1$	$C_2C_2C_2C_2$
NO_1NC_3	O_1NC_3N	$C_3C_1C_1C_3$	-
NC_3NO_1	C_3NNO_3	O_1NNO_1	-
$C_1C_3C_1C_3$	$C_3C_1C_3C_1$	O_2NNO_2	-
-	O_1NNO_3	O_3NNO_3	-
-	-	$O_1C_2O_3C_3$	-
-	-	$O_1O_1NC_3$	-

Fonte: Próprio autor.

4.3.1 Análise experimental de seguimento de trajetória em condições de falha

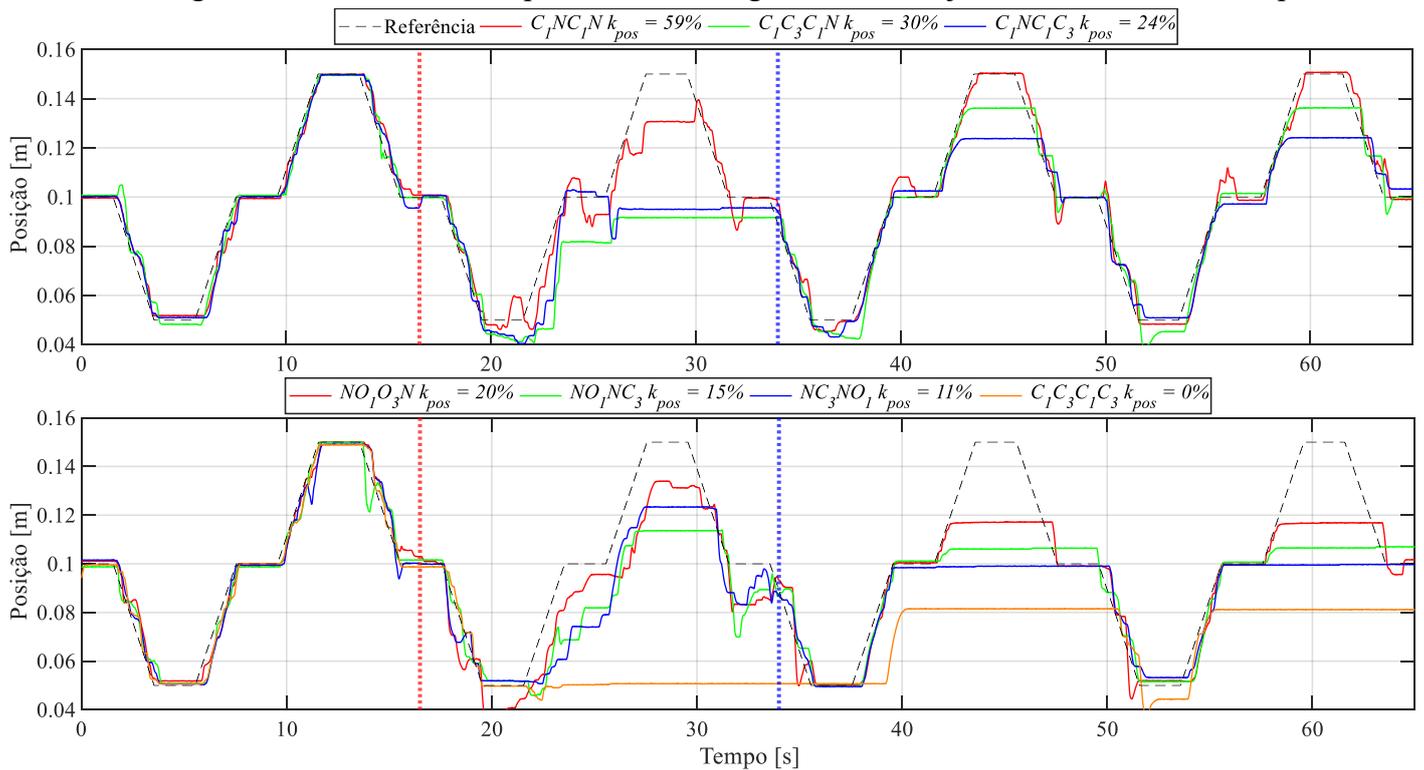
Nos experimentos apresentados nesta seção foram mantidos os mesmos parâmetros do controlador do *DHA* e o mesmo perfil de carga, ambos descritos na Seção 4.1.2. Todavia, a estrutura do controlador foi modificada para possibilitar a implementação dos casos de falha e a reconfiguração do algoritmo de seleção de válvulas, conforme apresentado na Seção 4.2.

Foram realizados ensaios de 60 s de duração, onde no primeiro ciclo (de 0 a 16 s) o sistema opera em condição normal. No segundo ciclo (≈ 16 s, linha vertical vermelha) a falha é implementada pelo “*Simulador de Falhas*” forçando os sinais das válvulas conforme a falha desejada. De 16 s a 36 s o sistema opera sem se reconfigurar, representando uma situação onde ainda não foi identificado a falha. A “*Seleção Adaptativa de Válvulas*” é ativada no terceiro ciclo (≈ 36 s, linha vertical azul) permanecendo ativa até o fim do experimento.

É importante ressaltar que para seguir o perfil de posição desejado, a amplitude máxima e mínima prevista para carga externa são, respectivamente, +5,75 kN e -4,75 kN, sendo equivalente a aproximadamente 35% do nível de força máxima e mínima alcançada pelo *DHA*.

Os resultados dos experimentos com as falhas do Grupo A são apresentados na Figura 4.14. As falhas desse grupo apresentam redução do nível de força máxima positiva (k_{pos}) afetando a capacidade do sistema em seguir a trajetória na região de carregamento positivo.

Figura 4.14 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo A.



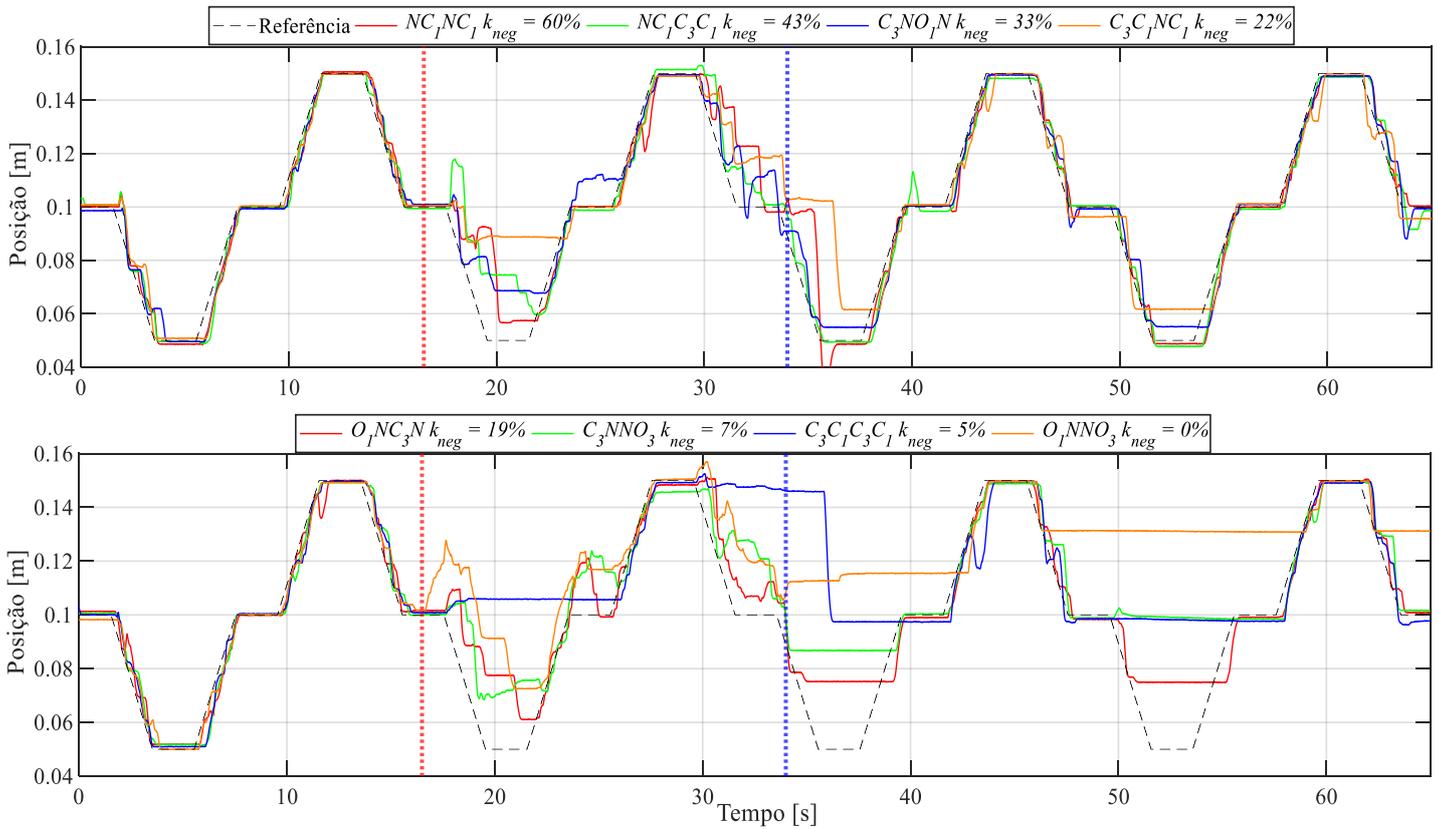
Fonte: Próprio autor.

Conforme verificado na Figura 4.14, com a implementação da falha no segundo ciclo o sistema não consegue seguir a trajetória de forma minimamente satisfatória independente da intensidade do impacto no perfil de forças. Isto ocorre, pois, o controlador não consegue prever qual o valor da força que está sendo efetivamente aplicado. A eficiência da estratégia de adaptação fica evidente após sua ativação no início do terceiro ciclo.

Com a seleção adaptativa o *DHA* conseguiu seguir a trajetória de posição dentro dos novos limites impostos pela falha. Contudo, foram observadas reduções na amplitude da trajetória para falhas com $k_{pos} < 30\%$, sendo mais acentuadas para falhas com menores k_{pos} . Verifica-se ainda que o desempenho do controle de posição na região de forças negativas não foi significativamente afetado para casos de falha com $k_{pos} > 0$.

Seguindo o mesmo método do experimento anterior, os resultados conduzidos para o Grupo B são apresentados na Figura 4.15. Este grupo possui um efeito de falha oposto ao do Grupo A, reduzindo a força máxima negativa no perfil de forças e com isso comprometendo o desempenho do atuador em seguir a trajetória na região de carregamento externo negativo.

Figura 4.15 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo B.



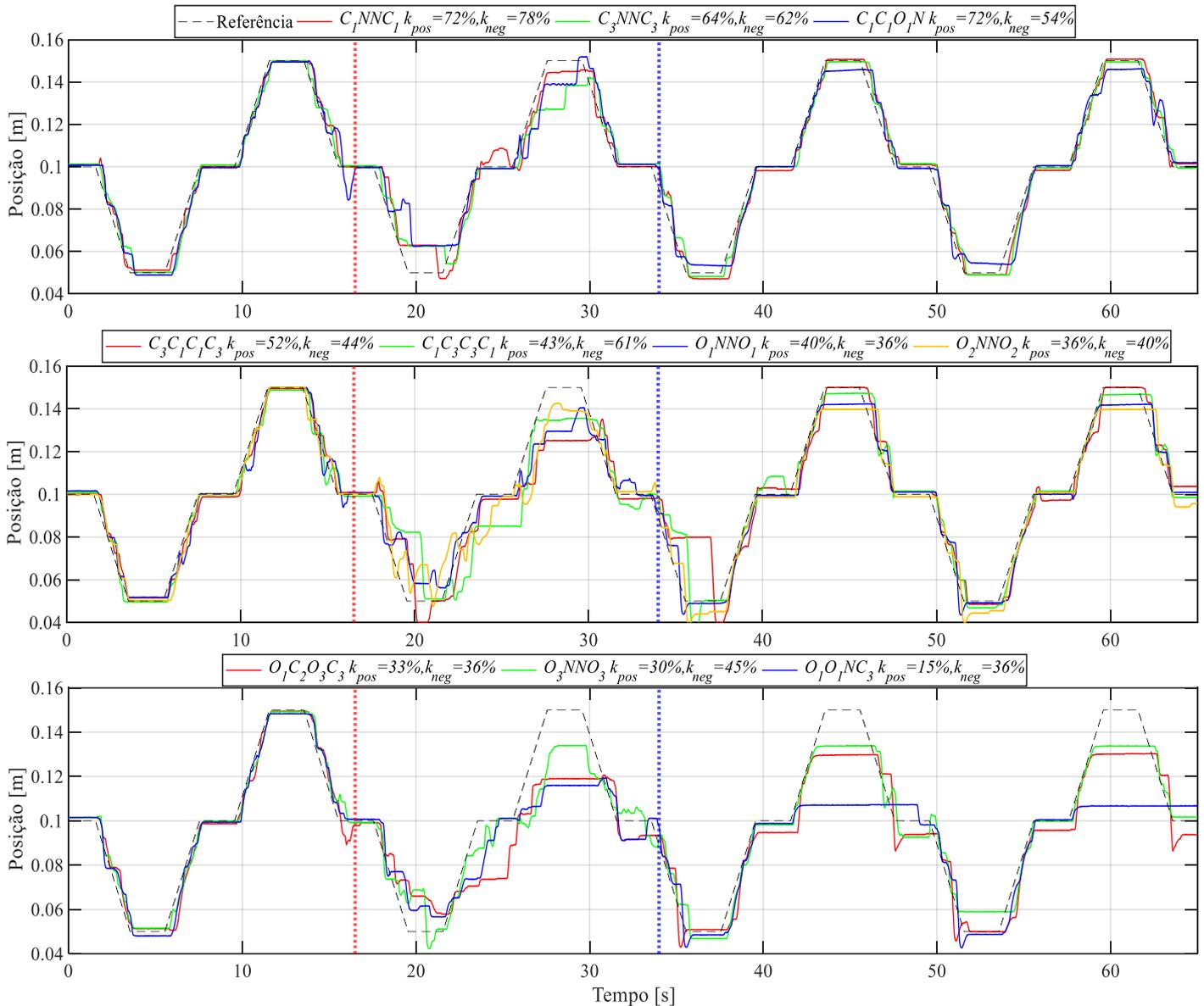
Fonte: Próprio autor.

Os impactos percebidos para falhas da Figura 4.15 foram similares aos do Grupo A. Para os casos onde $k_{neg} > 0\%$ o *DHA* retomou a trajetória na região de carregamento positivo com a seleção adaptativa. O impacto na amplitude da região de carregamento negativo seguiu a mesma lógica, onde para falhas com $k_{neg} < 33\%$ verificou-se reduções na amplitude da posição do *DHA* que foram mais intensas para falhas com menores k_{neg} .

Os dois primeiros grupos de falha demonstraram a relação entre o nível de força do *DHA* após a falha e a amplitude a carga externa. Uma vez um perfil de forças proporcional ao deslocamento do atuador foi utilizado, a posição resultante está condicionada à disponibilidade do nível de forças para atingi-la. Em ambos os casos os limites em que se observou reduções na amplitude de posição estão próximos a 35% da força máxima e mínima do *DHA*, sendo este o nível de força (k_{min}) necessário para atingir o curso máximo dentro da trajetória proposta.

Portanto, caso o sistema seja impactado por uma falha que provoque uma redução nos valores de forças máxima positiva e negativa simultaneamente, a amplitude da trajetória será limitada em ambas as regiões de carregamento externo. Neste sentido, prosseguiram-se os experimentos das falhas do Grupo C, onde os resultados estão apresentados na Figura 4.16.

Figura 4.16 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo C.

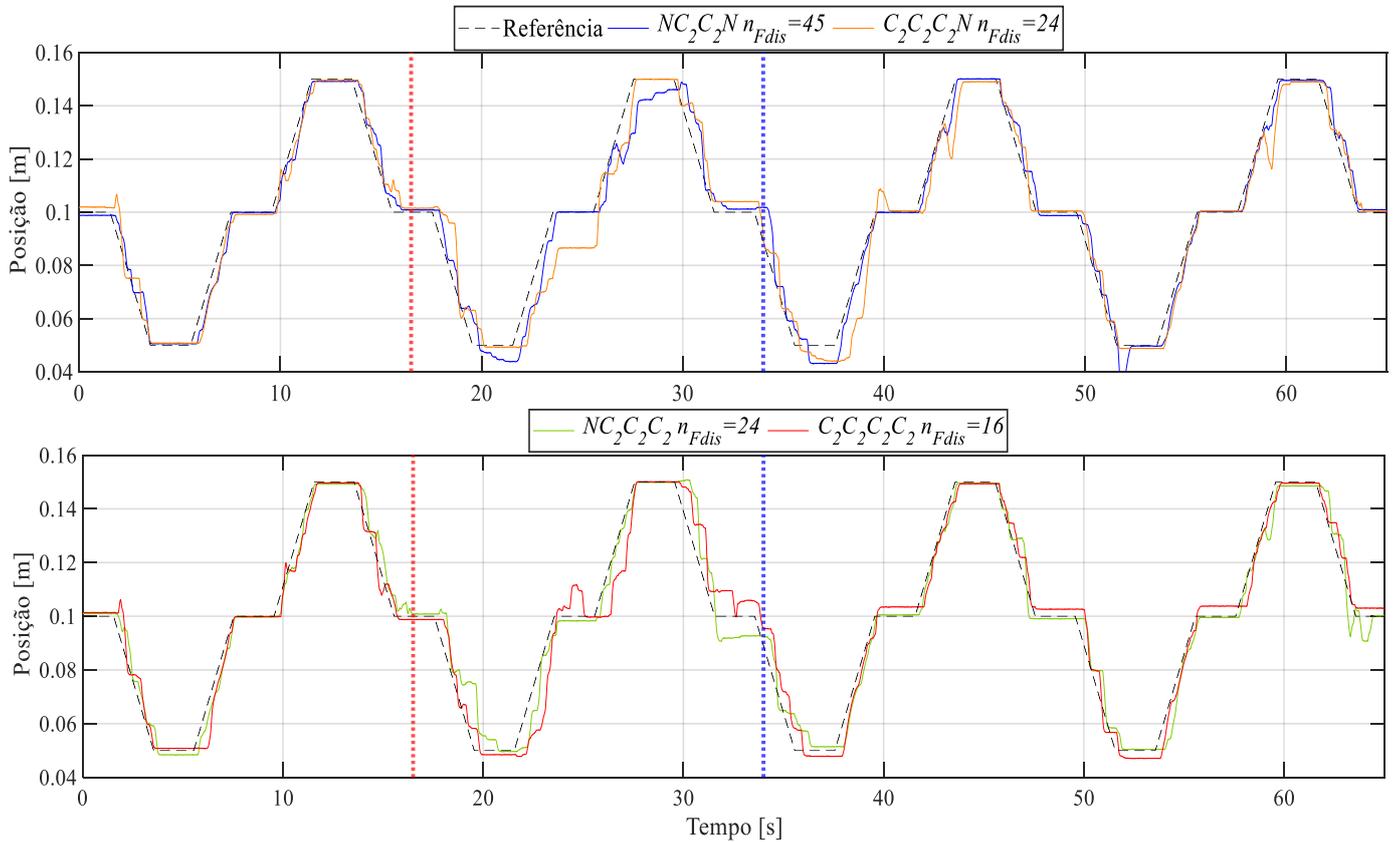


Fonte: Próprio autor.

Foram percebidas reduções na amplitude da trajetória na Figura 4.16 para casos de falha com $k_{pos} < 52\%$, valor acima do limite esperado de 35%. Como não foram avaliados casos de falha com $k_{neg} < 35\%$ não se esperava atenuações nessa região de carregamento. Todavia, os resultados dos casos $C_3C_1C_1C_3$ ($k_{neg} = 44\%$) e O_3NNO_3 ($k_{neg} = 45\%$) também divergiram por apresentarem atenuações para níveis de força acima do esperado. Isto pode indicar uma provável redução na resposta dinâmica devido à redução combinada dos níveis e números de forças disponíveis. Não devem ser excluídas da análise ainda uma possível alteração no perfil de forças do *DHA* devido as flutuações de pressão das linhas de suprimento. Contudo, as atenuações só assumem valores significativos na região positiva e para casos onde $k_{pos} < 36\%$.

Avaliado os impactos devido à redução do nível de forças, restou ainda analisar o impacto na performance do *DHA* frente à perda de forças intermediárias. Para isso, os mesmos experimentos foram realizados com o Grupo D e seus resultados são apresentados Figura 4.17.

Figura 4.17 – Resultados experimentais de seguimento de trajetória com falhas do Grupo D.



Fonte: Próprio autor.

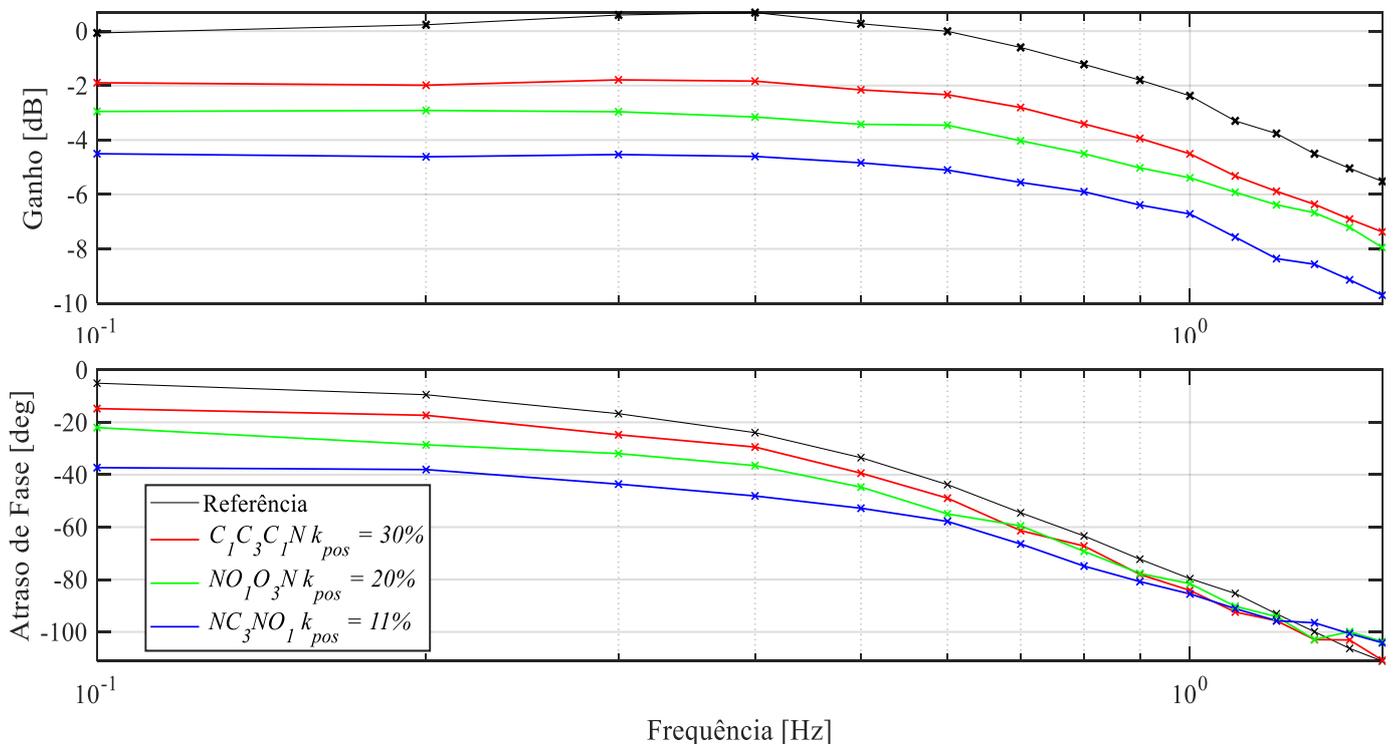
Diferentemente dos casos anteriores, os casos de falha do Grupo D não apresentam redução no nível de forças, o impacto no perfil está na perda de forças intermediárias, onde foram avaliados casos extremos e com número de forças restantes n_{Fdis} iguais a 45, 24 e 16. Ainda, os resultados verificados na Figura 4.17 indicam uma possibilidade de que a redução no número de forças intermediárias não influenciem na performance do controle de posição do atuador, fato que poderá ser explorado em estudos futuros.

Analisando o sistema com uma perspectiva de projeto, é preciso ressaltar que o fato de se demonstrar ser possível controlar o sistema com um perfil de forças simétrico de somente 16 níveis de forças demonstra a possibilidade de prever uma redução no número de válvulas, ou de linhas de pressão, sem comprometimento da performance do atuador. Assim o sistema se tornaria mais simples pela redução do número de componentes, corroborando para a redução de peso da solução o que a tornaria mais atrativa para propósitos aeronáuticos.

4.3.2 Análise da dinâmica pela resposta em frequência

Conforme demonstrado na Seção 4.3.1, falhas que impactam na força máxima positiva do sistema (k_{pos}) provocam uma redução na amplitude da resposta em posição visto que a força máxima disponível é menor que a força requerida para atingir a posição desejada. Portanto, as reduções da amplitude na resposta de posição foram percebidas como redução nos ganhos de regime permanente da resposta em frequência em relação aos valores do caso normal (Referência). Este fato pode ser observado nos resultados das simulações do Grupo A que estão apresentados na Figura 4.18.

Figura 4.18 – Resposta em frequência para falhas do Grupo A.

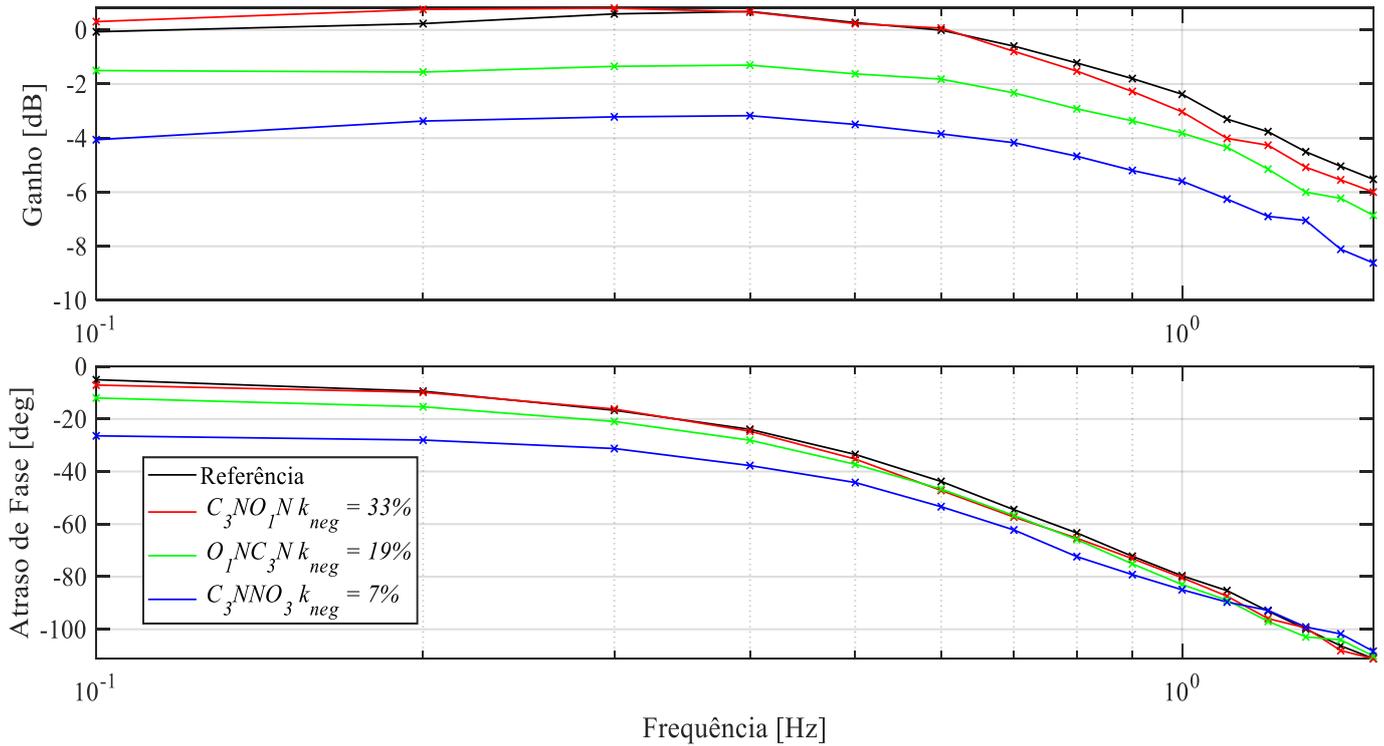


Fonte: Próprio autor.

As atenuações esperadas foram verificadas na Figura 4.18 com a redução do ganho nas respostas em falha de forma proporcional ao seu k_{pos} . Todavia, as taxas de decaimento do ganho não sofreram alterações significativas. Os resultados demonstram ainda que a redução do k_{pos} abaixo do limite de força requerido para a trajetória atrasou a resposta do sistema em baixas frequências, mas assumem valores próximos ao normal para frequências superiores.

O mesmo comportamento foi verificado para o Grupo B. Contudo, as atenuações dos ganhos foram reduzidas pois o carregamento externo negativo era menor devido a pré-carga de 500 N. Isto reduziu o valor de k_{neg} necessário para o atuador completar a amplitude requerida. Os resultados da caracterização das falhas críticas do Grupo B são apresentados na Figura 4.19.

Figura 4.19 – Resposta em frequência para falhas do Grupo B.



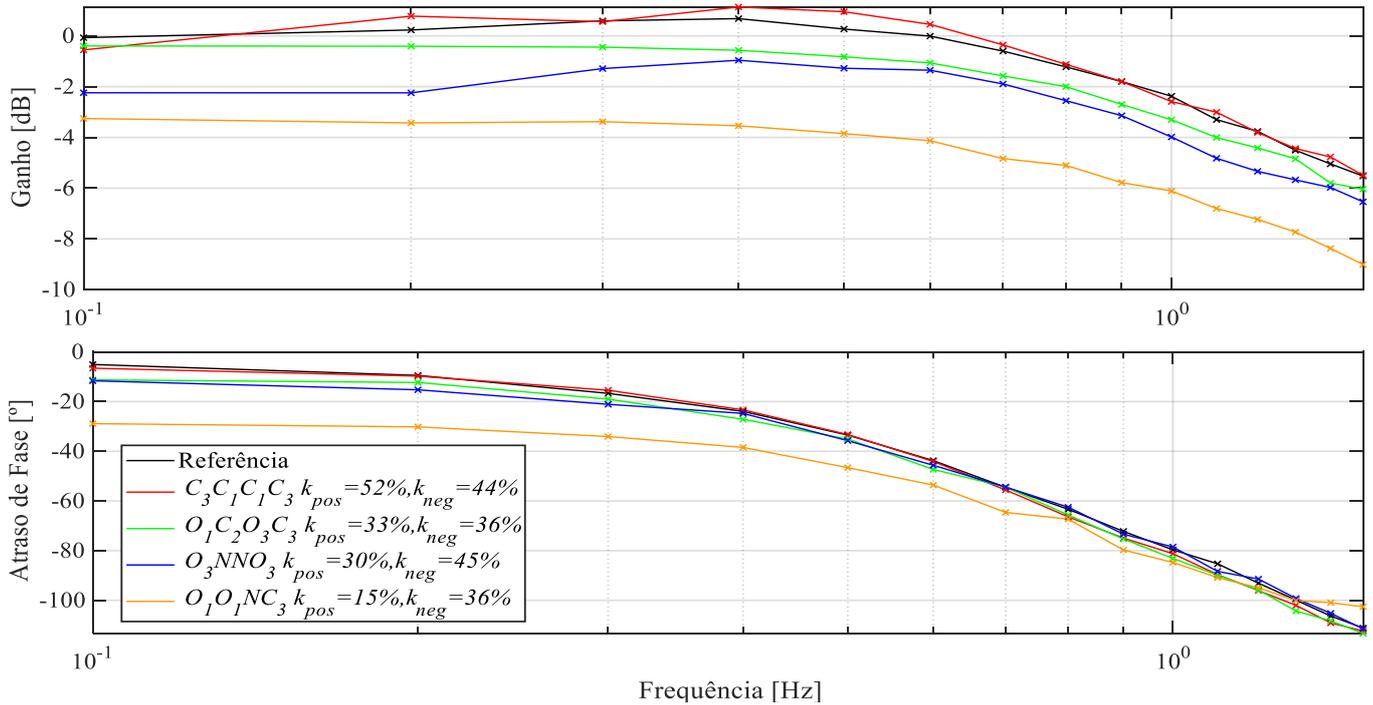
Fonte: Próprio autor.

Ao se analisar o comportamento do ganho para a falha C_3NO_1N ($k_{neg} = 33\%$) verificou-se que a atenuação só ocorreu em valores superiores de frequência. Neste sentido, ainda que o nível de força dessa falha seja superior ao valor mínimo exigido para completar a amplitude total do posicionamento, esse resultado demonstra que esta redução no número e nível de forças foi suficiente para impactar a resposta em frequências superiores, corroborando com os resultados experimentais apresentados na Seção 4.3.1.

Por outro lado, as simulações para caracterização dinâmica não reproduzem em sua totalidade todas as condições experimentais, incluindo as variações de pressões de suprimento, e no sistema de simulação de carga. Assim, não devem ser excluídos da análise a contribuição desses efeitos para atenuação da resposta do atuador, sendo necessário investigações adicionais.

Os resultados da caracterização dinâmica para as falhas do Grupo C, apresentadas na Figura 4.20, corroboram com o fato de que o limite da força máxima negativa (k_{neg}) foi reduzido para valores inferiores ao limite de 35% esperado, uma vez que as atenuações do ganho em baixas frequências, assumem valores similares aos verificados para o Grupo A, ainda que também tenham impactado a região de forças negativa. Adicionalmente, um aumento da atenuação do ganho é percebido para os casos de falha com k_{neg} próximo ao limite esperado, que se intensifica para respostas frequências superiores.

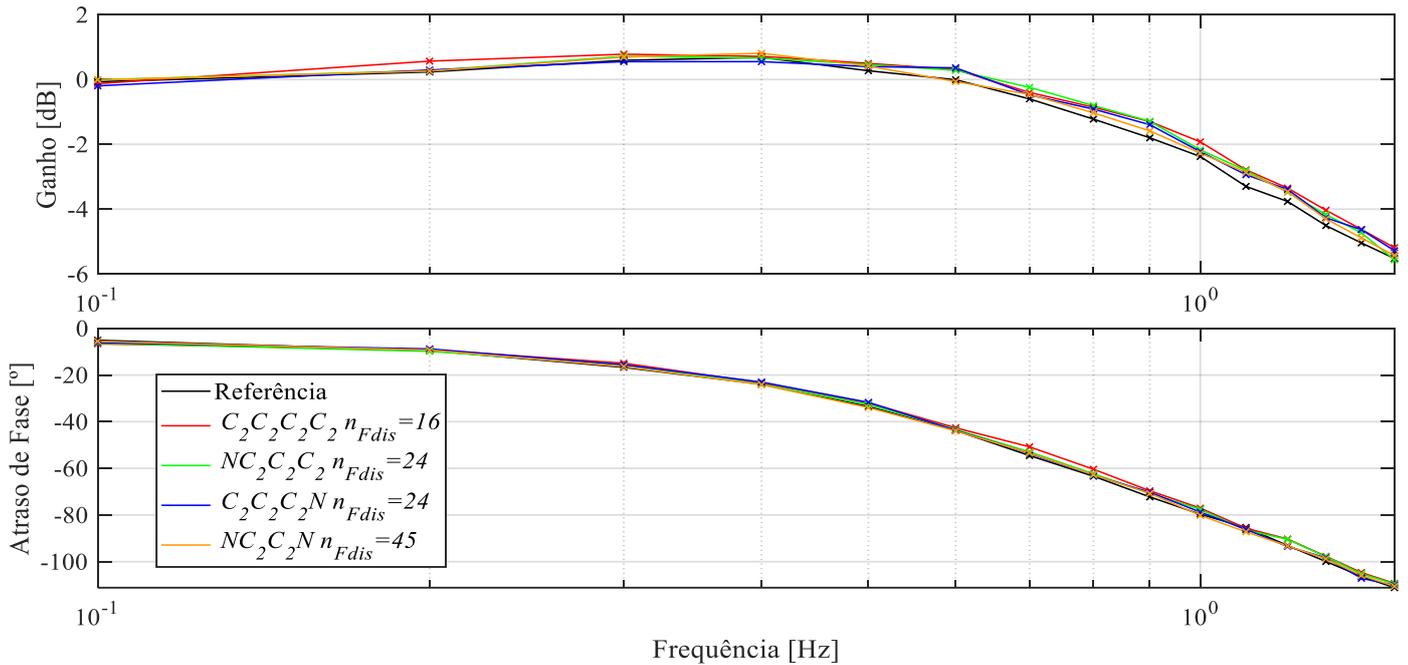
Figura 4.20 – Resposta em Frequência para falhas do Grupo C.



Fonte: Próprio autor.

Os resultados apresentados na Seção 4.3.2 para as falhas do Grupo D demonstraram que a redução no número de forças intermediárias disponíveis, isto é, sem alterar os níveis de forças máxima positiva e negativa, não impactou a performance do controle de posição do *DHA*. Este fato foi validado pela caracterização dinâmica, que é apresentada na Figura 4.21.

Figura 4.21 – Resposta em Frequência para falhas do Grupo D.



Fonte: Próprio autor.

5 AVALIAÇÃO EFEITOS DAS FALHAS NA ATITUDE DA AERONAVE

Trabalhos anteriores já discutiram a viabilidade prática em se aplicar o *DHA* em superfícies de controle de aviões. Entretanto, resta ainda um longo caminho para o amadurecimento da proposta e, neste sentido, compreender como as falhas no *DHA* impactam a atitude da aeronave é um ponto crucial para aproximar esta tecnologia da realidade.

Anteriormente a este trabalho, somente em Petterson (2018) é apresentado uma análise com o *DHA* em falhas, associado a um modelo de aeronave. A referência apresenta uma análise de segurança, onde são avaliados requisitos para permitir redundância ativa a falha e a determinação da confiabilidade do atuador. Diferentemente de Petterson (2018), as análises desta seção investigam como os impactos das falhas afetam os níveis de “*Flying & Handling Qualities*” de uma aeronave equipada com a proposta.

Para esse fim, os modelos de *DHA* e *SHA* foram parametrizados conforme requisitos de projeto dos *elevons* (internos e externos) da aeronave do modelo *ADMIRE*. Após a integração dos modelos, foram implementados cenários de falhas em diferentes missões de voo. A avaliação foi realizada pela análise dos estados da aeronave na missão simulada.

5.1 PROJETO E MODELAGEM DE ATUADORES PARA O *GAM/ADMIRE*

5.1.1 Requisitos e considerações de projeto

Ambos os atuadores foram dimensionados seguindo os mesmos requisitos apresentados na Tabela 5.1. Estes foram definidos por estimativas da carga aerodinâmica dos *elevons* do modelo *GAM*, e prevendo uma resposta dinâmica próxima ao modelo de atuadores originalmente disponível no *ADMIRE*.

Tabela 5.1 – Requisitos de projeto utilizado para os *elevons* da aeronave do *ADMIRE*.

Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
Velocidade máxima	v_{max}	0.1	m/s
Massa deslocada	M_t	300	kg
Deslocamento em regime permanente	x_{st}	0,025	m
Pressão máxima de suprimento	p_{sup}^{MAX}	280	bar
Pressão do reservatório	p_r	7,5	bar
Força externa máxima	$F_{MÁX}$	100	kN
Coefficiente de atrito viscoso	B_t	5×10^4	Ns/m
Comprimento da alavanca	l_{lever}	0.1	m
Modulo de compressibilidade	β_0	$1,3 \times 10^9$	Pa
Massa específica do fluido hidráulico	ρ	850	kg/m ³

Fonte: Próprio autor.

Os modelos desenvolvidos foram integrados ao *ADMIRE* respeitando a mesma estrutura apresentada no diagrama de blocos da Figura 3.4, substituindo apenas o bloco “*Dinâmica do Atuador*”. O modelo da carga externa foi estimado através de uma sub-rotina disponível no *ADMIRE*, que define o momento aerodinâmico na superfície de controle (H_m) “*Hinge moment*” como¹²:

$$H_m = \bar{q} S_e c_e C_{HFS}, \quad (28)$$

onde, \bar{q} refere-se a pressão dinâmica devido ao escoamento de ar em relação a aeronave, S_e e c_e são respectivamente a área planificada e a corda média aerodinâmica da superfície de controle, e C_{HFS} é o coeficiente de momento aerodinâmico da superfície de controle, função dos estados α, β, m_a, p, q e r (ver Seção 2.1) a depender da superfície avaliada.

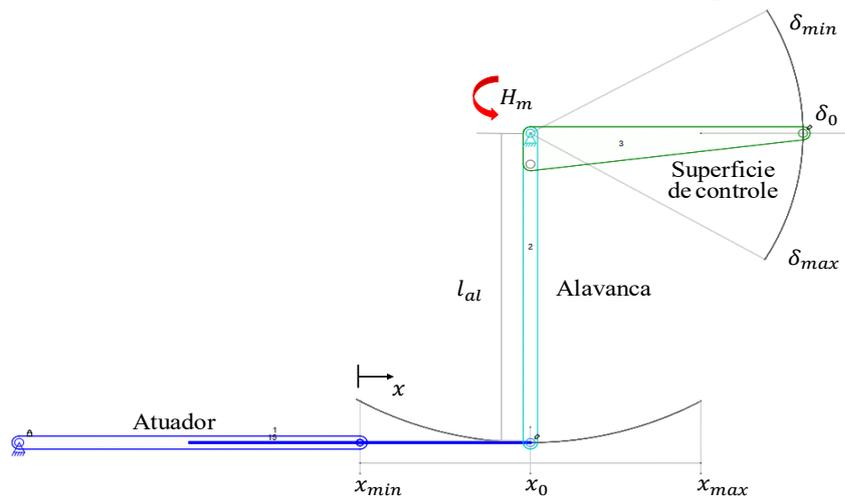
Como a entrada e saída dos modelos de atuadores do *ADMIRE* estão definidas para o movimento angular foi utilizado um modelo de alavanca, apresentado na Figura 5.1, para convertê-lo em movimento translacional. As relações entre os movimentos de translação e rotação para o modelo de alavanca utilizado foram definidas por

$$\Delta x_{ac} = l_{al} \sin \delta, \quad (29)$$

e

$$F_{ext} = \frac{H_m}{l_{al} \cos \delta}, \quad (30)$$

Figura 5.1 – Modelo do sistema mecânico de acionamento da superfície de controle.



Fonte: Próprio autor.

¹² A sub-rotina disponível no *ADMIRE* é apresentada no ANEXO III – Rotina do momento aerodinâmico nas superfícies de controle. O “*Hinge Moment*” é definido da mesma forma que em Sadraey (2012). Assim, uma explicação mais detalhada pode ser encontrada na referência.

Desta forma, o deslocamento angular δ [rad] é convertido em deslocamento linear Δx_{ac} [m], e o momento aerodinâmico na superfície de controle H_m [Nm] é convertido em força externa F_{ext} [N], definindo as entradas do modelo dos atuadores. A relação inversa é utilizada para transformar o movimento linear nos atuadores, em movimento angular das superfícies, cujo as respostas são enviadas para a planta da aeronave (*GAM*).

Para ambos os atuadores modelados foi utilizado o modelo de atrito de LuGre, baseado em Canudas-De-Wit *et al.* (1995), implementado através do componente *TMLGAF* no *software Hopsan*®, onde também foram desenvolvido os modelos das plantas. Para simplificação, os parâmetros utilizados foram definidos como sendo iguais para os movimentos de avanço e recuo dos cilindros. Os parâmetros definidos para o atrito são apresentados na Tabela 5.2.

Tabela 5.2 – Parâmetros do atrito dos atuadores utilizados na avaliação com o *ADMIRE*.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Coefficiente de rigidez das micro cerdas	σ_0	5×10^7	N/m
	Coefficiente de amortecimento	σ_1	0,1	kg/s
	Coefficiente de atrito viscoso	σ_2	5×10^4	kg/s
	Atrito estático	F_S	± 1600	N
	Atrito de <i>Coulomb</i>	F_C	± 1000	N
	Velocidade <i>Stribeck</i>	v_s	$\pm 0,02$	m/s
	Coefficiente de ajuste	α_0	1	-

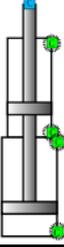
Fonte: Próprio autor.

5.1.2 Parametrização do modelo do *SHA*

O modelo utilizado do *SHA*, apresentado na Seção 3.3, é do tipo *duplex* com redundância ativa e, portanto, as servo-válvulas acionam simultaneamente o cilindro em *tandem*, onde cada uma responsável por 50% do nível de forças. Assim, foram dimensionadas áreas iguais para o cilindro, considerando a carga externa máxima ($F_{max} = 100$ kN), e a pressão de carga p_c igual a dois terços da pressão de suprimento p_{sup}^{MAX} . (De NEGRI, *et al.*, 2008)

Para definição da velocidade e curso máximos do atuador, foram considerados os valores angulares estabelecidos para os *elevons* da aeronave do *ADMIRE*, apresentados na Tabela 3.2. Assim, por meio da Equação (34) e considerando a deflexão máxima ($\delta_e = \pm 30^\circ$), definiu-se o deslocamento máximo e por consequência o curso do atuador. De forma similar, a velocidade máxima ($v_{max} = 0,1$ m/s) apresentada como requisito de projeto na Tabela 5.1, foi definida considerando a velocidade angular máxima ($\dot{\delta}_e = 50$ °/s) e a relação da alavanca. Os parâmetros definidos para o modelo do cilindro *tandem* do *SHA* proposto, são apresentados na Tabela 5.3.

Tabela 5.3 – Parâmetros do modelo do cilindro *tadem* do SHA – ADMIRE.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Áreas das câmaras	A_A, A_B, A_C, A_D	2×10^{-3}	m^2
	Volume morto	$V_M^A, V_M^B, V_M^C, V_M^D$	7×10^{-5}	m^3
	Curso do atuador	x_{amax}	0,1	m
	Posição inicial do atuador	x_{a0}	0,05	m
	Coeficiente de vazamento	c_{leack}	1×10^{-17}	m^3/sPa

Fonte: Próprio autor.

Conforme De Negri *et al.* (2008), a frequência natural do sistema posicionador, considerando uma resposta de segunda ordem e subamortecida ($\xi = 0,7$), é definida em termos da velocidade máxima por

$$\omega_n = \frac{v_{amax}}{0,46 X_{st}}. \quad (31)$$

Desta forma, por meio da Equação (36), o valor da frequência natural ω_n da superfície de controle é igual a 8,7 rad/s ($\approx 1,4$ Hz). Utilizando a Equação (25), define-se ainda o tempo de acomodação para resposta em degrau do sistema $t_{2\%}$ como sendo igual a 0,657s.

Considerando os requisitos estimados para o comportamento dinâmico da superfície de controle, conforme apresentado em De Negri, *et al.* (2008), a frequência natural da servoválvula (ω_n^{SV}) deve ser, no mínimo, superior a 5 vezes o valor da frequência natural do sistema ($\omega_n^{SV} \geq 43,5$ rad/s). Assim, avaliando os dados apresentados na Tabela 3.8, é possível verificar que a frequência natural da válvula utilizada no modelo satisfaz o requisito.

Verificou-se ainda, se o valor do coeficiente de vazão da servoválvula era suficiente para atender os requisitos de projeto. Conforme De Negri *et al.* (2008), o coeficiente de vazão de uma servoválvula de 4 vias simétrica é definido por

$$k_v = \frac{q_{VCmáx}}{\sqrt{p_s - |p_c|}}, \quad (32)$$

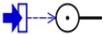
onde $q_{VCmáx}$ é a vazão máxima do atuador [m^3/s] e p_c é a pressão de carga [Pa] ambas calculadas para a condição de velocidade máxima v_{amax} . Assim, o valor do coeficiente de vazão apresentado pela servoválvula ($k_v^{SV} = 1,2 \times 10^{-7}$) satisfaz o requisito mínimo de $0,398 \times 10^{-7}$ [$m^4/s\sqrt{N}$] verificado por meio da Equação (32) com os requisitos de projeto.

Para o sistema de controle do SHA (Figura 3.19) foi utilizado ganhos proporcionais k_p e integral k_i iguais a 5 e 1 respectivamente, ambos ajustados de forma empírica. Por fim, a constante de 400 Vm^{-1} foi utilizada para ajustar o erro de posição ao sinal de controle da válvula.

5.1.3 Parametrização do modelo do *DHA*

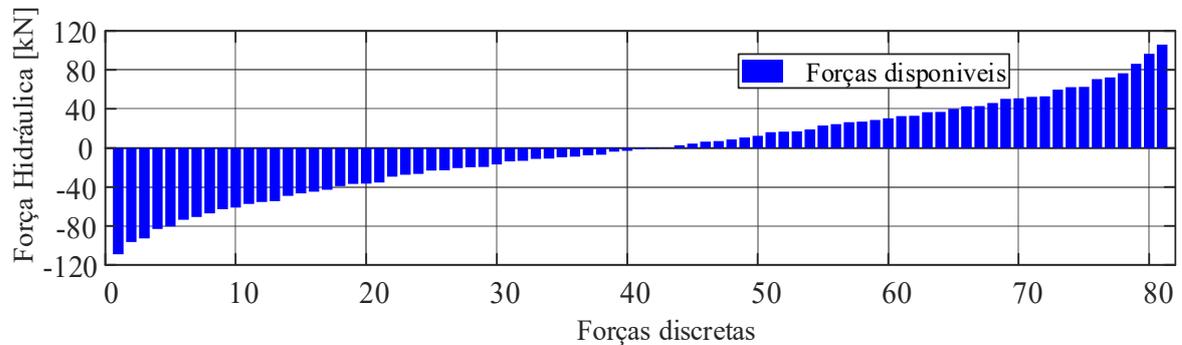
A primeira etapa da parametrização do *DHA* foi redimensionar as áreas do atuador e as pressões de suprimento para produzir um perfil de forças para atender ao requisito da carga externa máxima ($F_{max} = 100$ kN). Para este fim foi utilizado o algoritmo de otimização desenvolvido em Belan (2018) o qual determina combinações ótimas entre hastes e cilindros comerciais e níveis de pressões de suprimento afim de produzir um perfil de forças discretas com 81 valores diferentes e distribuição mais linear possível. Na Tabela 5.4 é apresentado os resultados desse dimensionamento, e na Figura 5.2 o perfil de forças resultante.

Tabela 5.4 – Parâmetros do atuador multicâmaras e níveis de pressão do *DHA – ADMIRE*.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Áreas das câmaras	A_A, A_B, A_C, A_D	$(2,2, 2,7, 1,7, 1,3) \times 10^{-3}$	m
	Volume morto	$V_M^A, V_M^B, V_M^C, V_M^D$	$1,2 \times 10^{-7}$	m ³
	Curso do atuador	x_{amax}	0,1	m
	Posição inicial do atuador	x_{a0}	0,05	m
	Coefficiente de vazamento	c_{leack}	1×10^{-17}	m ³ /sPa
	Pressões de suprimento	p_{s1}, p_{s2}, p_{s3}	280, 81, 7,5	bar

Fonte: Próprio autor.

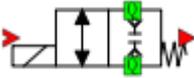
Figura 5.2 – Perfil de forças para o modelo *DHA – ADMIRE*.



Fonte: Próprio autor.

A parametrização das válvulas digitais foi baseada em valores próximos aos apresentados em Belan (2018) para o modelo “*DHA* Avançado”. Trata-se de um modelo com parâmetros otimizados que representam possibilidades de aperfeiçoamento do *DHA*, sobretudo justificados pelo uso de amplificadores de sinais das válvulas como o apresentado na Seção 3.2.1. Em linhas gerais, os parâmetros utilizados e apresentados na Tabela 5.5 foram ajustados para oferecer uma melhor relação de controlabilidade versus eficiência energética de forma a equilibrar o efeito dissipativo nos orifícios das válvulas e contribuir com algum amortecimento na resposta do atuador (DELL’AMICO *et al.*, 2018).

Tabela 5.5 – Parâmetros dos modelos das válvulas direcionais *On/Off DHA – ADMIRE*.

Modelo	Parâmetros	Variável	Valor	Unidade
	Diâmetro do carretel	d	0,0035	m
	Deslocamento máximo do carretel	x_v	0,00045	m
	Coefficiente do perímetro do carretel	f	1	-
	Coefficiente de descarga 1 para 2	c_{d12}	0,67	-
	Atraso de abertura	t_{sod}	0,002	s
	Tempo de abertura	t_{sor}	0,025	s
	Frequência natural de abertura	ω_n^{on}	1800	rad/s
	Amortecimento abertura	ξ^{on}	0,9	-
	Coefficiente de descarga 1 para 2	c_{d21}	0,67	-
	Atraso de fechamento	t_{scd}	0,004	s
	Tempo de fechamento	t_{scr}	0,025	s
	Frequência natural de fechamento	ω_n^{on}	1800	rad/s
	Amortecimento fechamento	ξ^{on}	0,9	-

Fonte: Elaborado pelo autor.

Através da observação dos parâmetros utilizados e apresentados na Tabela 5.5, é válido ressaltar que os valores modificados para atender os requisitos dos *elevons* do *ADMIRE* não estão tão distantes daqueles identificados para as válvulas da bancada de hidráulica digital do LASHIP (Bosch Rexroth KSDER operando com “*booster*”).

No que diz respeito ao sistema de controle utilizado neste modelo, optou-se por seguir a mesma estrutura do sistema apresentado na Figura 3.13. Desta forma, no controlador realimentado foram implementados ganhos k_p e k_i iguais a 5 e 0,25 respectivamente, e também foi utilizado uma constante de 4000 N/m para ajustar o erro de posição ao processo de seleção de forças. Já para a alimentação direta foi utilizado o modelo de compensação de atrito baseado desenvolvido por Belan (2018) e uma compensação da carga externa, utilizando a mesma sub-rotina do *ADMIRE* que calcula o momento aerodinâmico (H_m) nas superfícies de controle para estimar o carregamento externo para o *DHA*.

Os atrasos de sinal das válvulas t_{ds} e o tempo mínimo entre chaveamentos dT_{min} foram definidos como iguais a 0,01 s e 0,0170 s, valores estes superiores aos mínimos requeridos para o sincronismo, conforme descrito na Seção 3.2.3, configurando uma situação de câmaras confinadas, que contribuiu com uma maior controlabilidade do sistema. Por fim, O erro máximo de posição x_e^{locker} e velocidade mínima v^{locker} utilizados no bloqueador de válvulas foram 0,0002 m e 0,02 m/s, respectivamente.

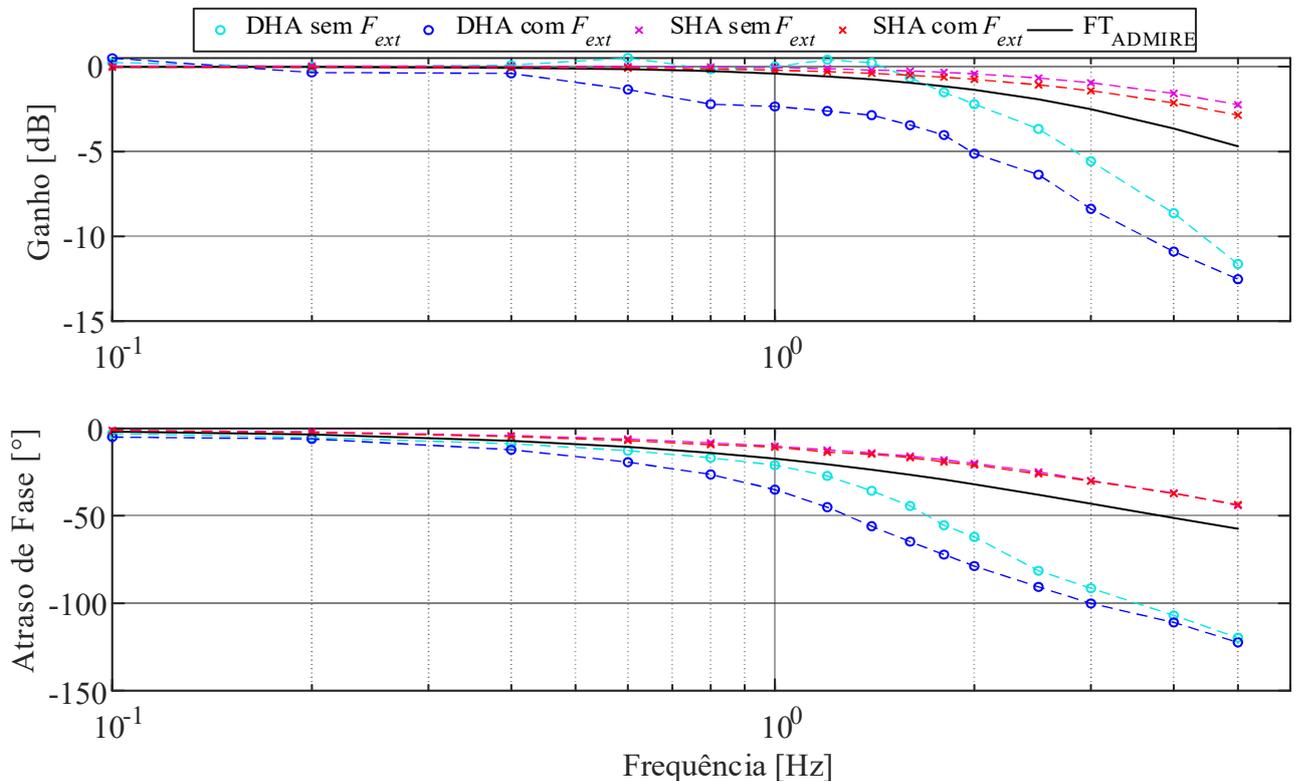
5.2 CARACTERIZAÇÃO DA PERFORMANCE DA AERONAVE E ATUADORES

De posse dos modelos de atuadores dimensionados e implementados nos *elevons* da aeronave do *ADMIRE*, no primeiro momento foram caracterizadas as dinâmicas dos atuadores para verificação do atendimento dos requisitos de projeto. Posteriormente foram realizadas avaliações do comportamento da aeronave para diferentes manobras com os atuadores operando em condições normais. Os resultados apresentados estabelecem os padrões de resposta para os atuadores em condições normais, e os níveis de qualidade de voo esperado em cada missão.

5.2.1 Caracterização dinâmica dos modelos no domínio da frequência

O comportamento dinâmico dos atuadores modelados foi caracterizado por uma análise no domínio da frequência de forma similar a um teste em solo “*Grounding Test*” conforme Erofeev *et al.* (2018). As respostas em frequência apresentadas na Figura 5.3, foram obtidas para simulações com os modelos não lineares do *SHA* e *DHA* (apresentados na Seção 5.1) entradas senoidais de amplitudes de 5% do curso total do atuador, para as condições sem e com carregamento externo (F_{ext}) sendo este proporcional ao deslocamento do atuador. Também foi incluída a resposta do modelo linear de primeira ordem utilizado originalmente no *ADMIRE* (Figura 3.4) para seus atuadores para fins de comparação.

Figura 5.3 – Resposta em frequência para os modelos desenvolvidos.



Fonte: Elaborado pelo autor.

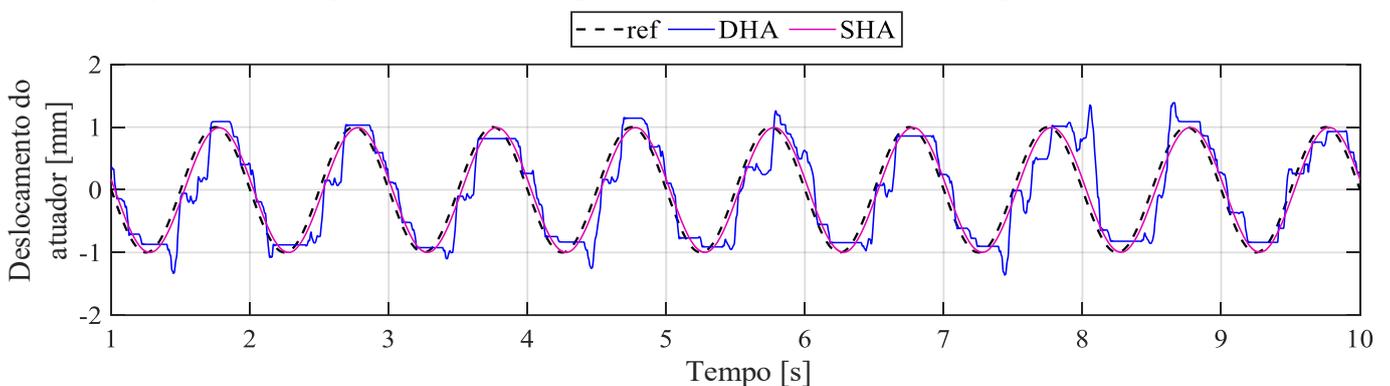
Para a faixa de valores em frequência da análise realizada e considerando um comportamento dinâmico similar ao de um sistema de segunda ordem, foi possível verificar que a frequência de corte do *SHA* é superior a 31,4 rad/s (≈ 5 Hz) para as condições sem e com carregamento externo, apresentando ainda uma atenuação no ganho em regime permanente máxima de -2,85 dB e um atraso de fase -43,5°.

Já o *DHA* apresentou uma resposta dinâmica mais lenta, onde foram observados 18,41 rad/s ($\approx 2,93$ Hz) e -6,4 dB para a frequência de corte e atenuação na condição sem carregamento, e 15,52 rad/s ($\approx 2,47$ Hz) e 5,5 dB para a condição com carregamento externo. Esses resultados demonstram uma maior susceptibilidade do *DHA* em variar sua dinâmica na presença de força externa. Cabe ainda destacar que o *DHA* apresentou uma maior taxa de decaimento para a faixa de frequências analisadas, indicando uma maior dificuldade em reproduzir deslocamentos com altas dinâmicas. Contudo, os valores apresentados para ambos os modelos satisfazem o requisito de 8,7 rad/s ($\approx 1,4$ Hz).

Um comportamento dinâmico semelhante foi observado para ambos os modelos ao repetir a caracterização no domínio da frequência, porém utilizando um sinal senoidal com 10% de amplitude. Em verdade, em todas as simulações realizadas não foram observadas grandes dificuldades para o *DHA* reproduzir deslocamentos com grandes amplitudes.

Entretanto, para deslocamentos com pequenas amplitudes e altas frequências foi verificado que o desempenho do controle de posição do *DHA* piora consideravelmente. Esse fato é atribuído a estratégia de bloqueio das válvulas (“*Locker*”) que nega o chaveamento de forças sob um valor mínimo de velocidade e erro de posição do atuador. Isso fica ainda mais claro no exemplo apresentado na Figura 5.4, onde são apresentadas as respostas dos modelos para uma entrada senoidal com amplitude de 1% do curso e frequência de 6,28rad/s (≈ 1 Hz)..

Figura 5.4 – Resposta dos modelos para uma entrada senoidal de amplitude 1mm e 6,28 rad/s.



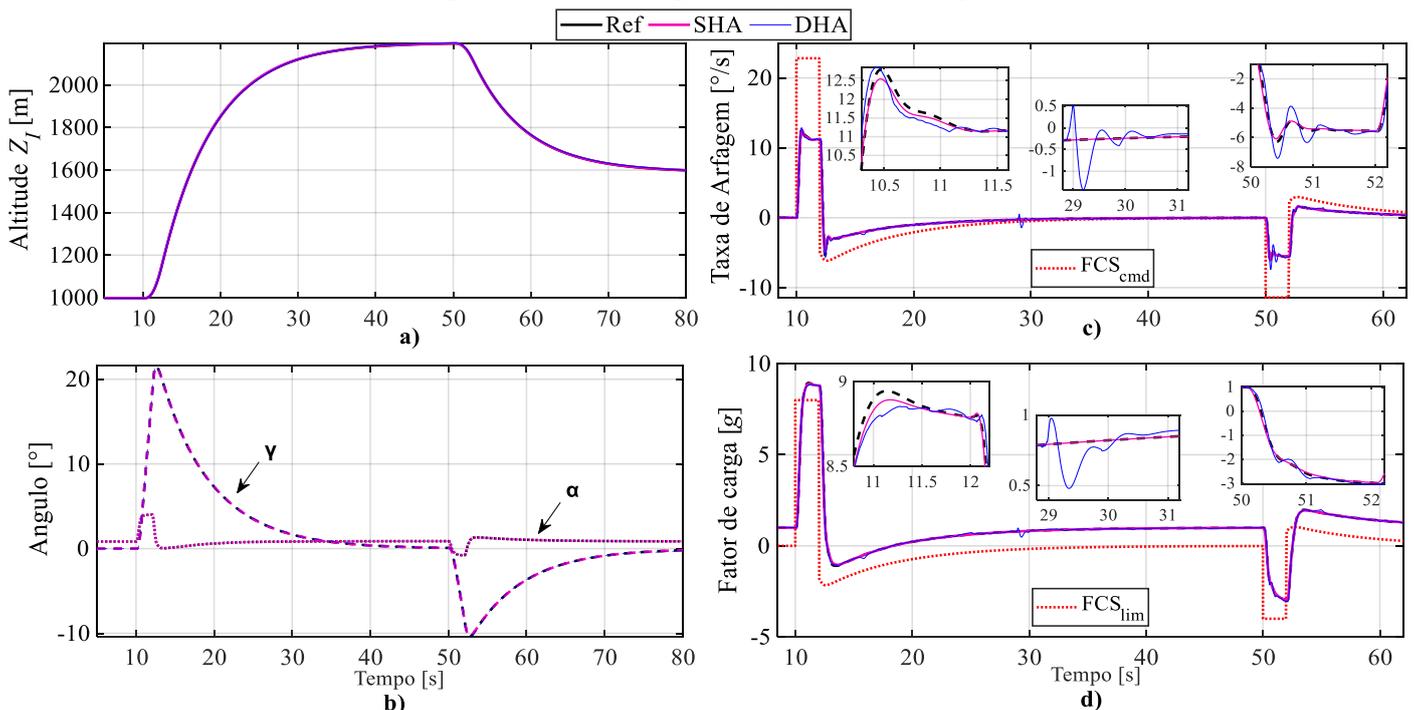
Fonte: Elaborado pelo autor.

5.2.2 Desempenho da aeronave para manobra longitudinal

Para avaliar a performance dos atuadores em diferentes pontos do envelope de voo do modelo da aeronave *ADMIRE*, foram consideradas duas manobras longitudinais compostas por uma subida e descida, com reestabelecimento das condições de cruzeiro.

Como estratégia de pilotagem, estabeleceu-se uma malha fechada entre a entrada do manete longitudinal do piloto e o ângulo de trajetória de voo (γ), a fim de fornecer condição de cruzeiro ($\gamma = 0$) durante toda a simulação. O sinal desta malha fechada apenas é desativado quando são definidas entradas para “puxar” e “empurrar” a manete longitudinal, permitindo simular uma atitude de subida e descida para a aeronave. A Figura 5.5 apresenta os resultados obtidos com o modelo da aeronave, equipado com os diferentes modelos, para a manobra longitudinal descrita, com velocidade Mach 1,2 e altitude inicial 1000 m.

Figura 5.5 – Manobra longitudinal a Mach 1,2 a) Altitude, b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem e entrada do piloto, d) Fator de carga e limitador do *FCS*.



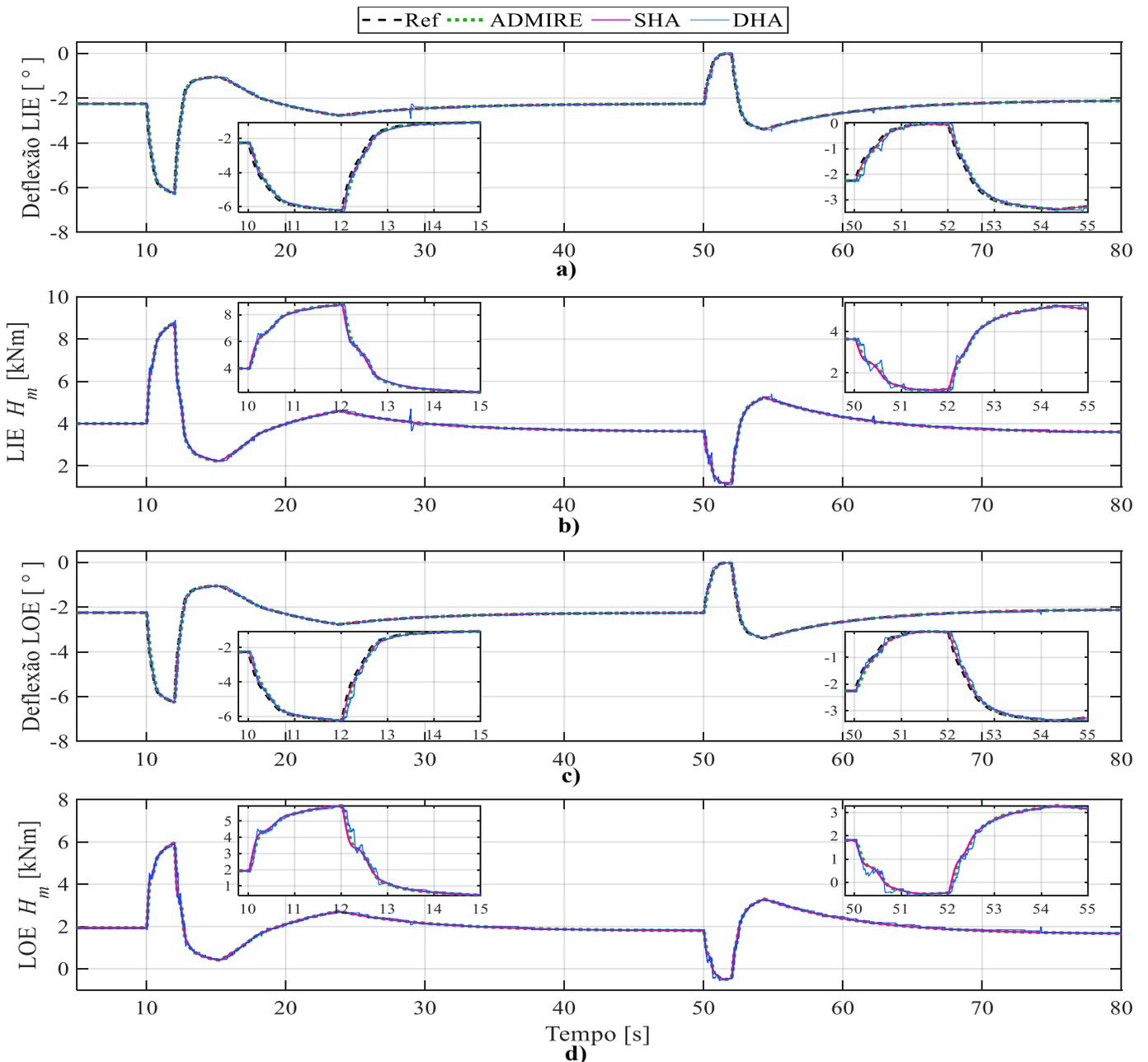
Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme observado nos resultados das figuras Figura 5.5 a) e Figura 5.5 b), as aeronaves equipadas com os modelos *DHA* e *SHA* desempenharam o mesmo perfil de voo da aeronave com modelo de atuador padrão do *ADMIRE*. Foram observadas pequenas oscilações e uma ligeira intensificação das sobrepassagem nos parâmetros de estabilidade de voo na aeronave com o *DHA*, apresentados na Figura 5.5 c) e Figura 5.5 d). Contudo, os valores máximos dos desvios comparado ao modelo padrão do *ADMIRE*, para a sobrepassagem

(manobra de descida, ≈ 50 s) de $-1,12$ %/s e $-0,3$ g, e para o regime permanente (≈ 30 s) de $-1,16$ %/s e $-0,32$ g, associados à sua característica amortecida e não periódica são um indicativo de que a estabilidade de voo não foi comprometida.

Por se tratar de um movimento puramente longitudinal as deflexões dos *elevons* esquerdos e direitos foram semelhantes bastando avaliar somente um dos lados da aeronave. Foram percebidas deflexões e momentos aerodinâmicos ligeiramente superiores para os *elevons* internos (*LIE*) em relação aos externos (*LOE*) conforme verificado na Figura 5.6.

Figura 5.6 – a) Deflexão *LIE*, b) Momento aerodinâmico *LIE*, c) Deflexão *LOE*, d) Momento aerodinâmico *LOE*



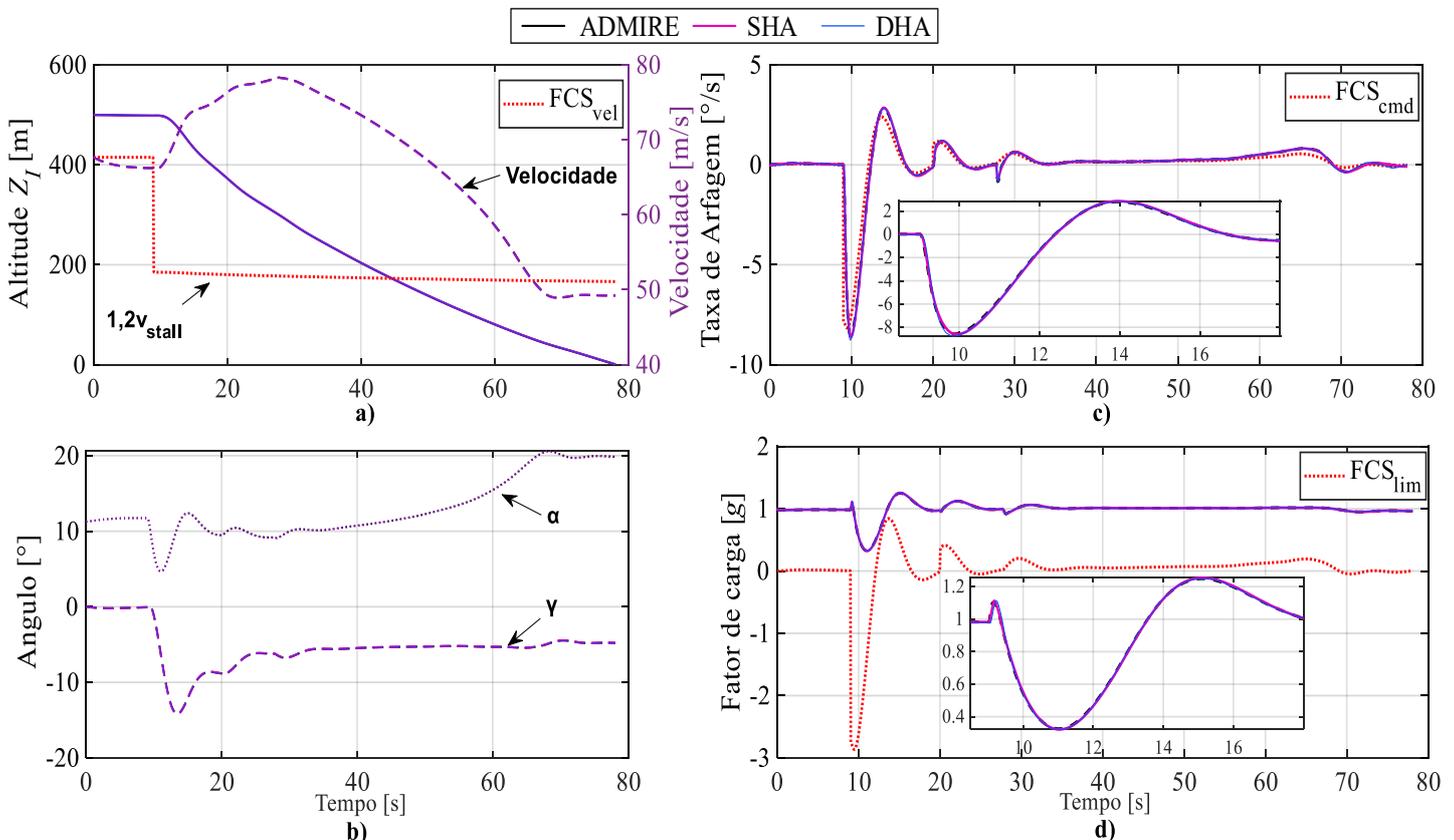
Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme verificado na Figura 5.6 a) e Figura 5.6 c), ambos os atuadores seguiram a referência com desempenho semelhante ao modelo padrão do *ADMIRE*. No entanto, foram percebidas oscilações para o DHA, inerentes do chaveamento de pressões. Este ainda apresentou uma sobrepassagem máxima de 1,939 mm e um erro médio de posição de -0,002 mm, valores maiores do que aos do *SHA* com 0,625mm de sobrepassagem e 0,0003 mm de erro médio de posição. As oscilações também foram percebidas no momento aerodinâmico (H_m) (Figura 5.6 b) e Figura 5.6 d)) e foram atribuídas ao comportamento descrito.

5.2.3 Desempenho da aeronave para manobra de aproximação

Para a manobra de aproximação, a referência do ângulo de trajetória γ foi ajustada para provocar uma rampa descendente de altitude e levantar o nariz da aeronave próximo ao pouso, tocando o solo com os trens de pouso traseiros. As condições iniciais da foram definidas como Mach 0,2 e 500 m de altitude e os *flaps* do bordo de ataque e o trem de pouso acionados. A referência do controle de velocidade foi ajustada para $1,2v_{stall}$ por ser a velocidade ideal para aterrisagem (SADRAEY, 2012). A Figura 5.7 apresenta os resultados da missão.

Figura 5.7 – Manobra de aproximação: a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem e entrada do piloto, d) Fator de carga e limitador do *FCS*.

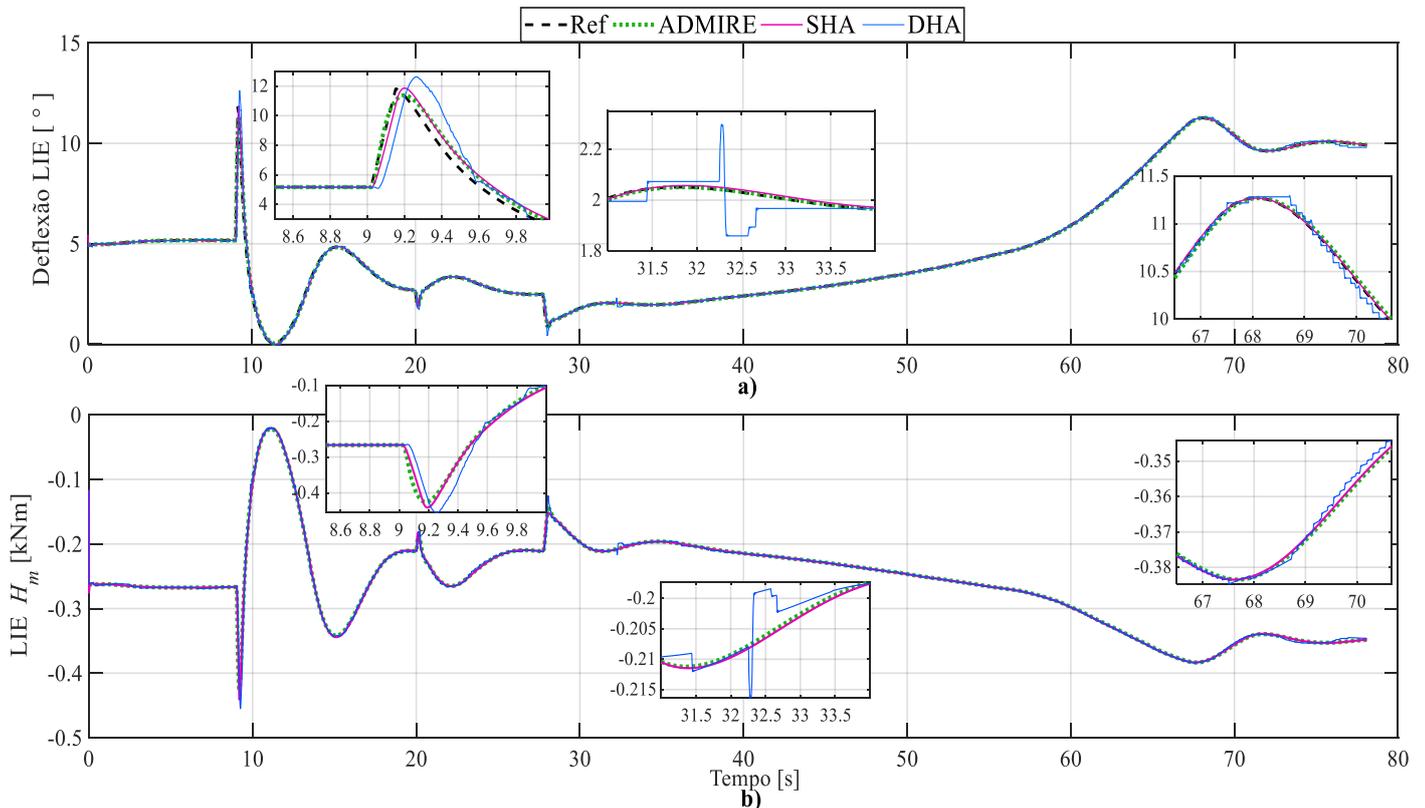


Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme apresentado na Figura 5.7, a aeronave com ambos os modelos de atuadores teve desempenho similar quando do emprego do atuador padrão do *ADMIRE*, atingindo o final da simulação com a mesmos valores de ângulo de arfagem ($\theta \approx 15^\circ$), velocidade ($V \approx 49$ m/s) e com o mesmo perfil de voo (rampa de aproximação). As oscilações nos parâmetros de estabilidade de voo foram quase imperceptíveis para a aeronave equipada com o *DHA*, sendo atribuído a redução da carga aerodinâmica devido a velocidade da aeronave na missão.

Nesta missão as deflexões de referência para as superfícies de controle geradas pelo *FCS* foram iguais e, desta forma, geraram o mesmo perfil de força para o quatro *elevons* da aeronave. A Figura 5.8 apresenta a performance do controle de posição e o momento aerodinâmico no *LIE* da aeronave com ambos os modelos desenvolvidos.

Figura 5.8 –Performance do *LIE* na manobra de pouso a) Deflexão do *LIE*, b) Momento aerodinâmico no *LIE*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

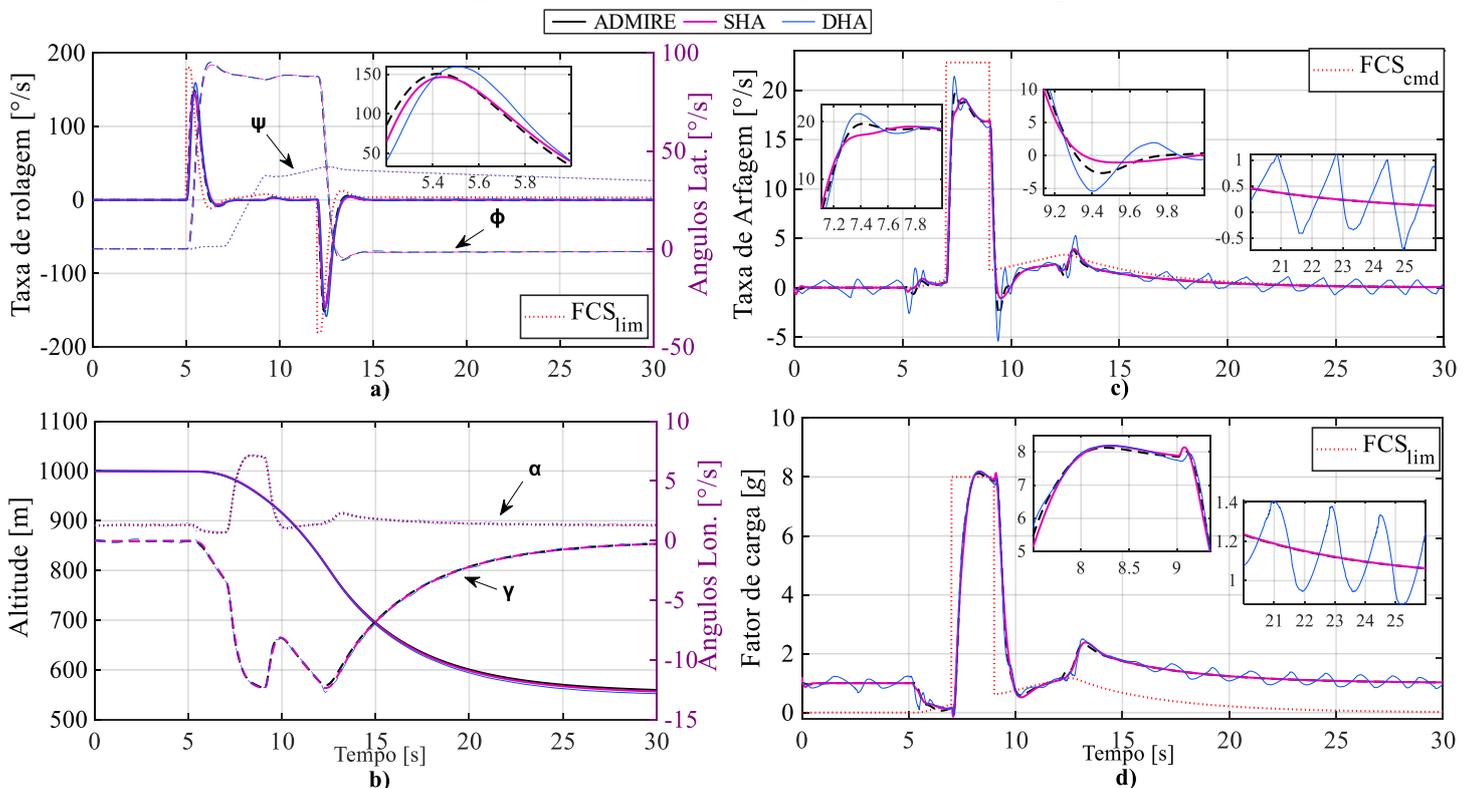
Conforme apresentado na Figura 5.8, é possível verificar um comportamento com menos oscilações para a resposta do *LIE* com *DHA* na missão de aproximação, porém ainda com pequenas sobrepassagens da ordem de 2,5% em relação ao modelo padrão do *ADMIRE*. Essa maior estabilidade percebida no comportamento da superfície de controle induziu menos oscilações no perfil do momento aerodinâmico na missão.

5.2.4 Desempenho da aeronave para manobra de rolagem

Para avaliar a performance da aeronave sob o movimento látero-direcional a estratégia de pilotagem utilizou uma malha fechada complementar entre a manete de rolagem do piloto e o ângulo de rolagem (ϕ), definido uma referência de rolagem de 90° no instante 5 s e uma entrada no manche de arfagem com o máximo valor positivo.

A aeronave descreveu então uma manobra de curva $\psi \approx 45^\circ$, retomando gradualmente a atitude de cruzeiro a partir do instante 12 s onde as referências de rolagem ϕ e trajetória γ voltam a ser definidas como 0° . As condições iniciais foram Mach 0,8 e 1000 m. A Figura 5.9 apresenta os estados da aeronave na manobra com ambos os modelos de atuadores.

Figura 5.9 – Manobra de rolagem a) Taxa de rolagem e ângulos laterais b) Altitude e ângulos longitudinais c) Taxa de arfagem d) Fator de carga.



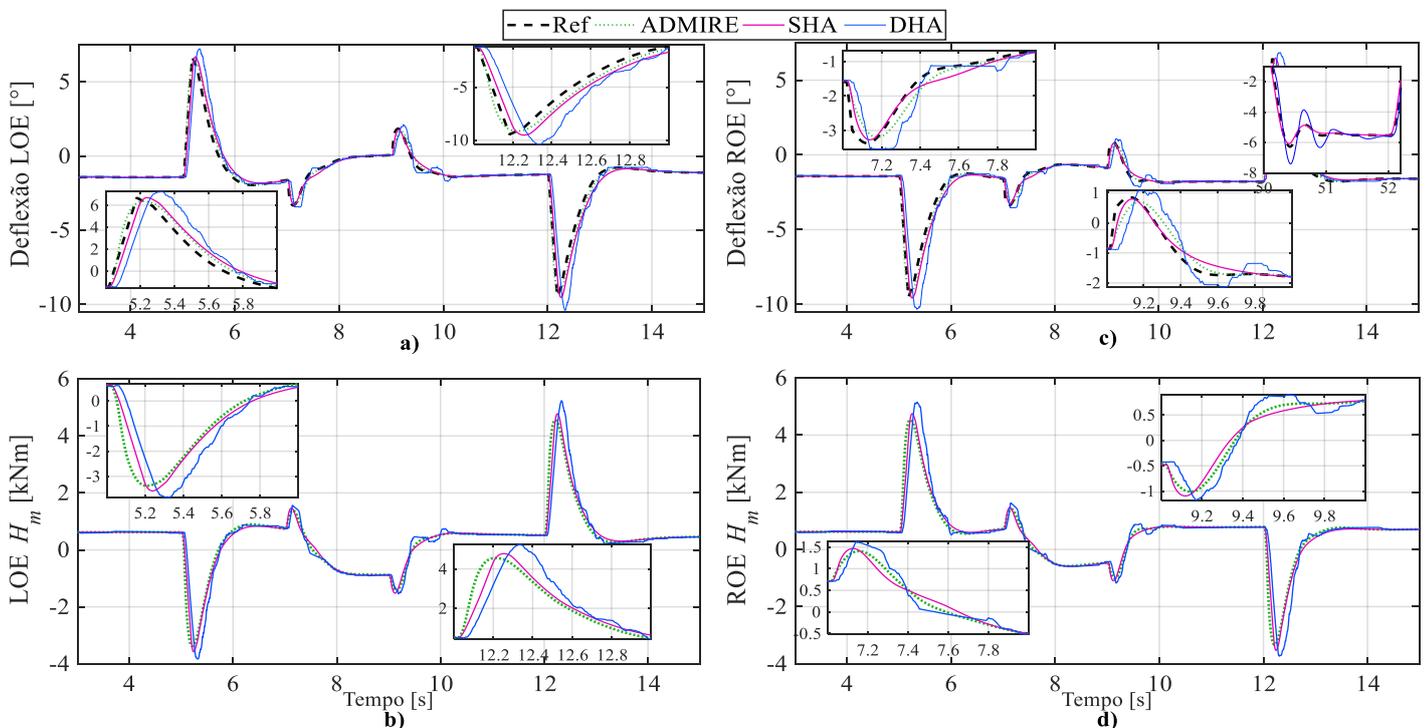
Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme verificado na Figura 5.9 a) e Figura 5.9 b), o perfil de voo da aeronave equipada com ambos os atuadores desenvolvidos são bem similares, assumindo os mesmos valores para os ângulos de Euler laterais e longitudinais e tendo praticamente a mesma queda na altitude esperada para este tipo de manobra. A aeronave equipada com o *DHA* demonstrou uma ligeira sobrepassagem na taxa de rolagem ($\approx 1,8\%$ em relação ao modelo padrão do *ADMIRE*) e na taxa de arfagem onde assume uma diferença mais significativa ($\approx 8,9\%$ em relação ao modelo padrão do *ADMIRE*), contudo o fator de carga na missão não foi afetado.

Ainda foram observadas oscilações com comportamento periódico em regime permanente, para taxa de arfagem e fator de carga, com amplitudes médias de 1,5 ‰/s e 0,4 g respectivamente (Figura 5.9 c) e Figura 5.9 d)). Este fato, somado a observação anterior, indica um leve comprometimento da estabilidade de voo na aeronave equipada com o *DHA*, que exige compensações pelo *FCS* da aeronave aumentando assim a sua carga de trabalho.

Neste tipo de manobra, as movimentações das superfícies de controle do lado esquerdo e direito da aeronave são em direções opostas para induzir o momento de rolagem na aeronave. O *FCS* requisitou deflexões iguais para as superfícies internas e externas, o que gerou o mesmo perfil de força que estão apresentados na Figura 5.10.

Figura 5.10 – a) Deflexão *LOE*, b) Momento aerodinâmico *LOE*, c) Deflexão *ROE*, d) Momento aerodinâmico *ROE*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme observado na Figura 5.10 a) e Figura 5.10 c), ambos os atuadores foram capazes de seguir a referência de deflexão, contudo foi percebido para o *DHA* sobrepassagens da ordem de -10,2% e 6,3% em comparação ao modelo padrão do *ADMIRE*, o que não ocorre para a superfície com o modelo do *SHA*. Adicionalmente, foram observadas oscilações amortecidas e não periódicas no comportamento das superfícies com o modelo do *DHA*. Este comportamento na resposta de deflexão, induziu um perfil de momento aerodinâmico H_m com comportamento similar, ou seja, com amplitude ligeiramente maior devido as sobrepassagens, e também com pequenas oscilações não periódicas e amortecidas.

5.3 AVALIAÇÃO DA PERFORMANCE DA AERONAVE COM *DHA* EM FALHA

Nas análises desta seção falhas foram implementadas falhas nos modelos dos atuadores para avaliar o impacto na performance da aeronave. A estratégia de readaptação a falhas apresentada na Seção 4.2 foi implementada no *DHA* para avaliar o benefício do seu uso. Ainda, foram mantidas as mesmas entradas das missões da Seção 5.2 e nenhuma modificação no *FCS* do *ADMIRE* foi realizada para acomodar o modo de operação em falha dos atuadores.

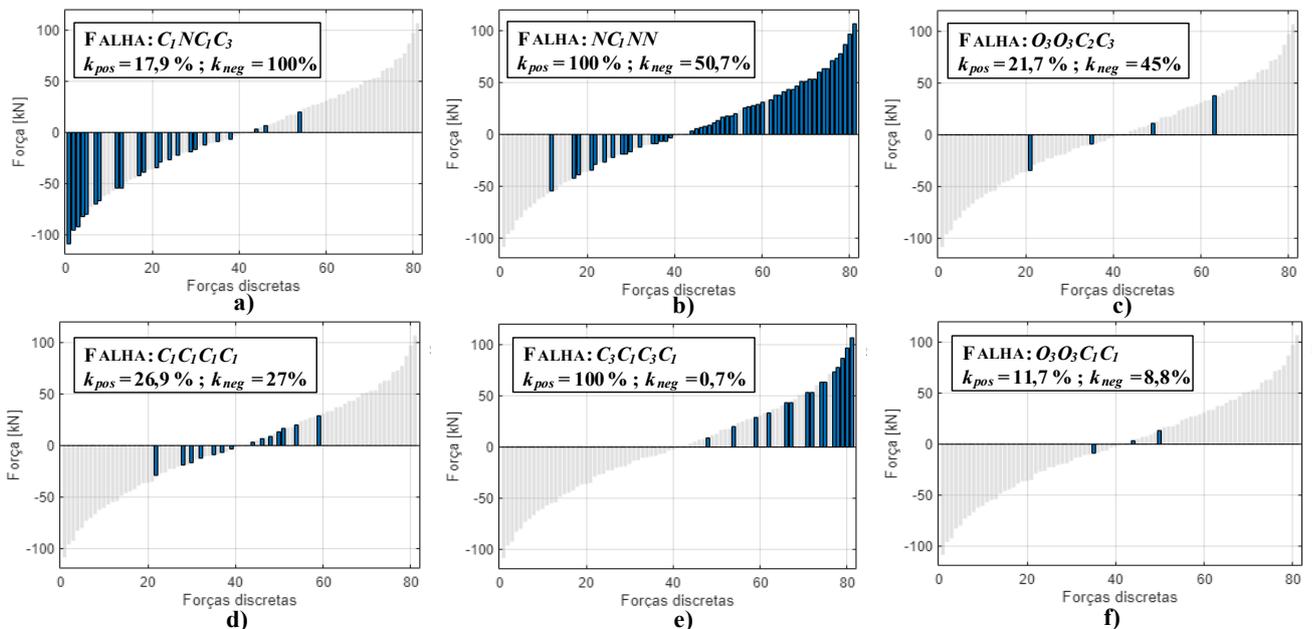
5.3.1 Análise do desempenho em falha para manobra longitudinal

Na missão longitudinal da Seção 5.2.2 os *elevons* internos apresentaram um maior momento aerodinâmico H_m (ver Figura 5.6.), sendo, portanto, escolhidos para implementação das falhas por estarem em uma condição operacional mais crítica que os *elevons* externos.

Falhas iguais foram implementadas simultaneamente no *LIE* e *RIE* dispensando a modificações no *FCS* para compensar a superfície oposta à que falhou. Essa hipótese aumenta o conservadorismo da análise pois ao invés de impor uma falha em uma superfície com plena capacidade funcional poderia ser previsto apenas compensações pelo *FCS* da aeronave.

Para o *SHA*, a falha foi implementada anulando a operação de uma servoválvula por um *by-pass* entre as câmaras do atuador operadas por esta, conforme Figura 2.11. Já para o *DHA*, o perfil de forças gerado nos casos de falha analisados é apresentado na Figura 5.11¹³.

Figura 5.11 – Casos de falha da manobra longitudinal.

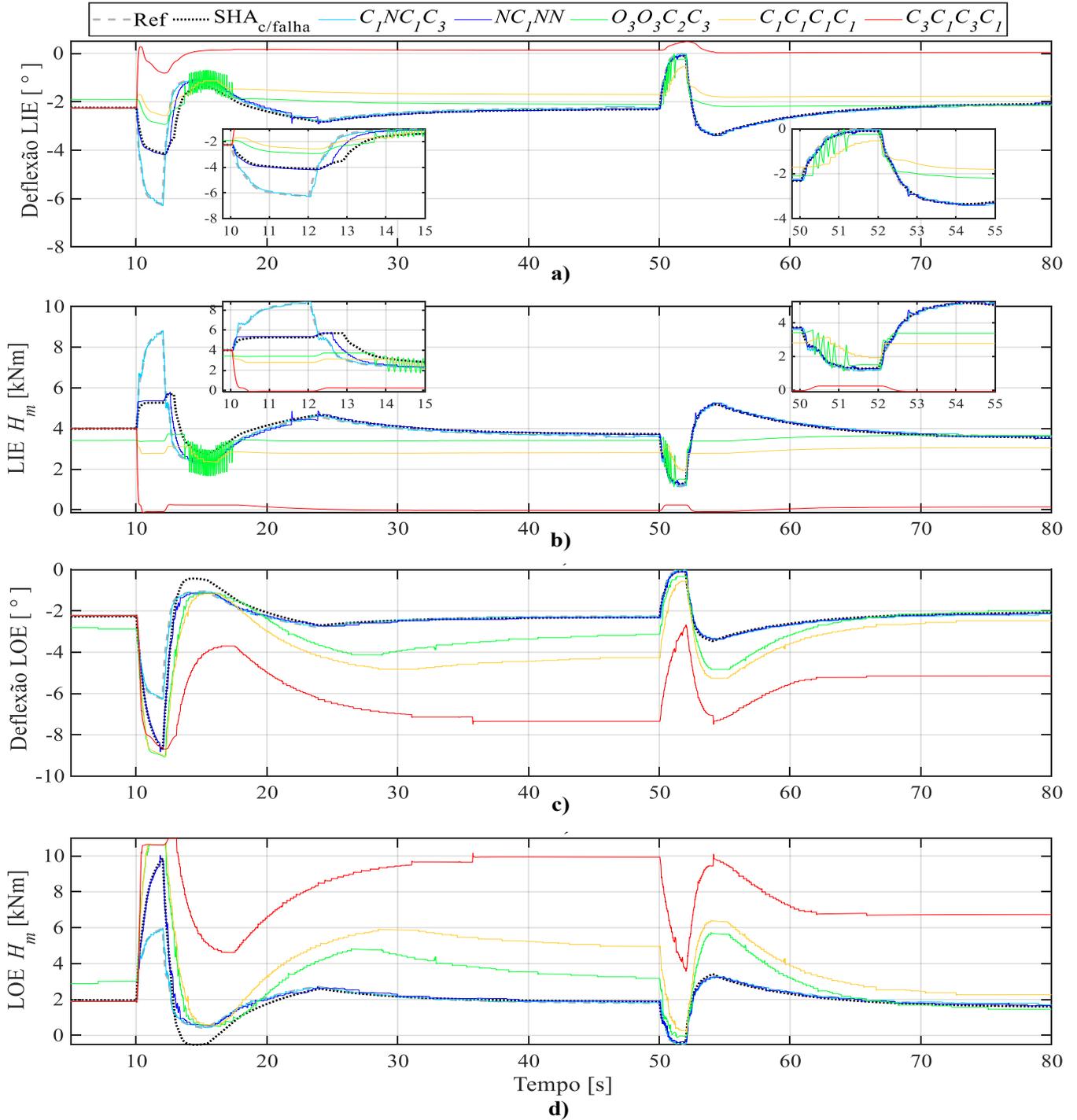


Fonte: Elaborado pelo autor.

¹³ No Apêndice D são apresentados os indicadores das falhas utilizadas nesta seção.

Devido ao fato de terem sido implementadas simultaneamente falhas iguais e o movimento da aeronave ser puramente longitudinal na missão, as deflexões e momentos dos *elevons* esquerdos e direitos foram equivalentes para todos os casos simulados. Assim, os valores desses parâmetros são apresentados na Figura 5.12 para as superfícies *LIE* e *LOE*.

Figura 5.12 – Manobra longitudinal em falha a) Deflexão *LIE*, b) Momento aerodinâmico no *LIE*, c) Deflexão do *LOE*, d) Momento aerodinâmico no *LOE*.



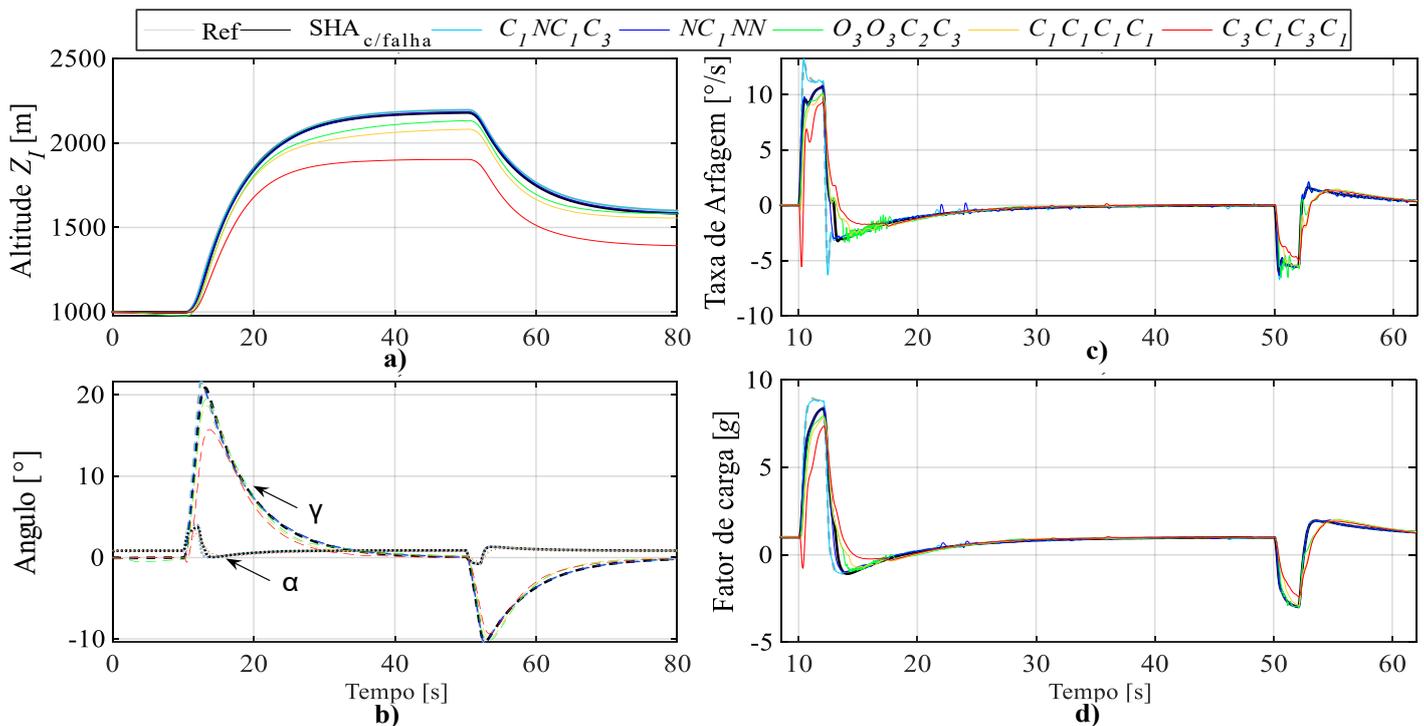
Fonte: Elaborado pelo autor.

Verificou-se pela resposta em posição (Figura 5.12 a) e Figura 5.12 c)) no caso de falha $C_1NC_1C_3$ um desempenho próximo ao da referência (modelo de atuadores do *ADMIRE*). Este fato é justificado pois apesar de comprometer o nível de forças positivas ($k_{pos} = 17,9\%$) este modo de falha preserva o nível de forças negativas ($k_{neg} = 100\%$) requerido nessa missão. Isto mostra uma vantagem do *DHA* uma vez que suas falhas podem não comprometer a região de forças exigida no posicionamento, diferente do *SHA* que necessariamente a reduz em 50%.

Foi percebido ainda uma atenuação da posição no *SHA* em falha atribuída a redução do nível de força para valores abaixo dos requeridos (Figura 5.12 c)). Neste sentido, o modo de falha NC_1NN com nível de forças ($k_{neg} = 50,7\%$) também performou semelhante ao *SHA* em falha independentemente de ter preservado o nível de forças positivo ($k_{pos} = 100\%$).

As demais falhas também demonstraram que o impacto na performance será proporcional a redução do nível de forças até a superfície tornar-se inoperante. Foi constatado também uma redução das oscilações na resposta com maior número de forças disponíveis comparando as falhas $C_1C_1C_1C_1$ e $O_3O_3C_2C_3$, e ainda um aumento na amplitude nas respostas dos *elevons* externos (Figura 5.12 c) e Figura 5.12 d)) demonstrando o esforço do *FCS* do *ADMIRE* em compensar essas falhas mesmo sem nenhuma modificação realizada para esse fim. A Figura 5.13 apresenta as atitudes da aeronave com as falhas em questão.

Figura 5.13 – Manobra longitudinal em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem d) Fator de carga.

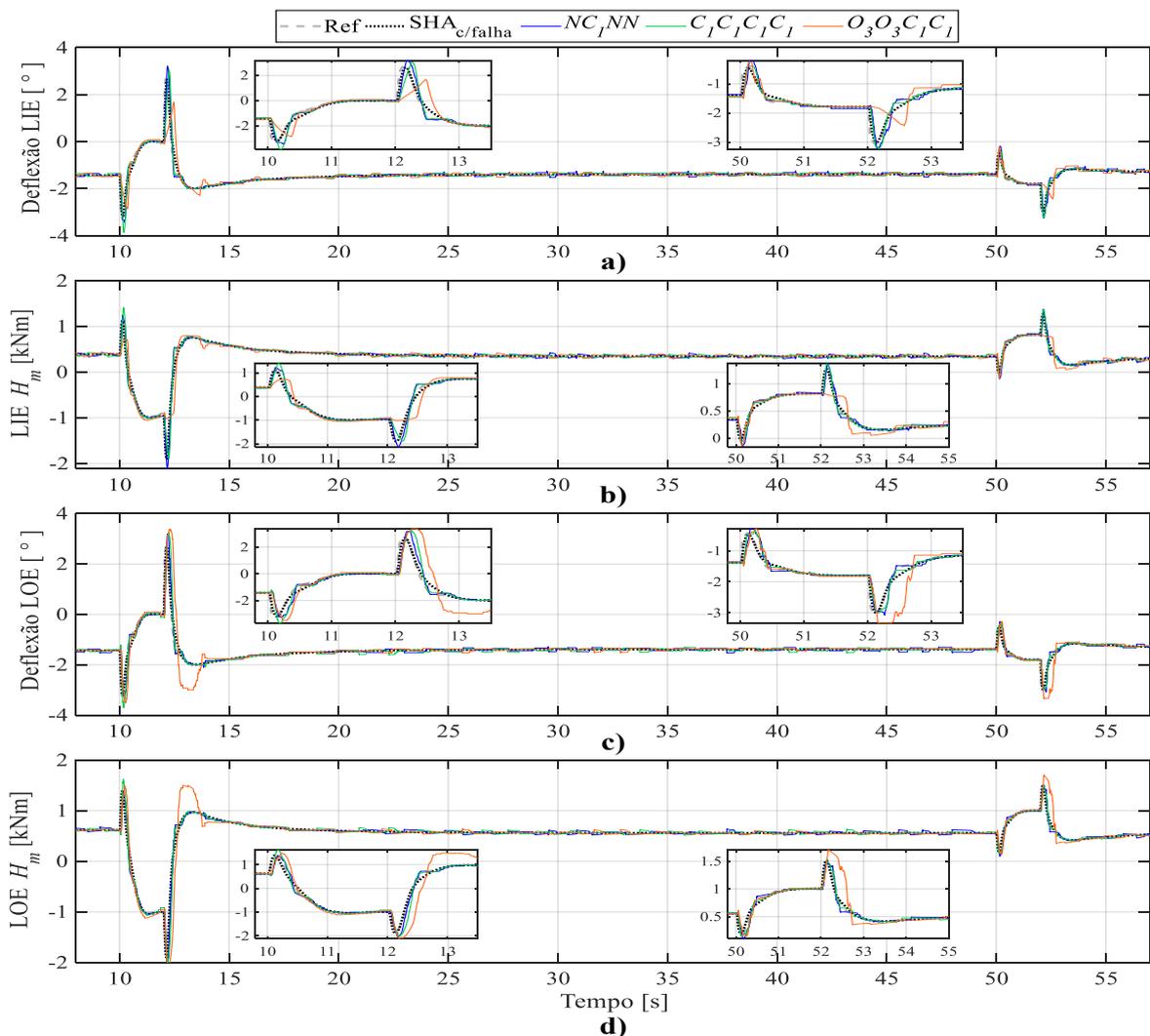


Fonte: Elaborado pelo autor.

Os efeitos das falhas apresentados justificam os impactos na performance da missão observados na Figura 5.13 a). As falhas que apresentaram redução na amplitude do movimento das superfícies internas reduziram a taxa de arfagem e por consequência a atitude longitudinal da aeronave (Figura 5.13 b) e Figura 5.13 c)) ainda que o *FCS* tenha compensado estes efeitos transferindo a carga de trabalho para superfícies externas. Contudo, em todos os casos a missão foi concluída indicando que a estabilidade da aeronave não foi totalmente comprometida.

Uma estratégia para aumentar a qualidade e segurança de voo pode ser estabelecida limitando o envelope da missão a condições de carregamento externo compatíveis ao nível de forças do atuador em falha. Para a validação da proposta foi realizado novas simulações com as mesmas entradas da Seção 5.2.2 porém reduzindo a velocidade para Mach 0,8. A Figura 5.14 apresenta resposta em posição e carregamento externo para esta nova condição.

Figura 5.14 – Manobra longitudinal a Mach 0,8 em falha a) Deflexão do *LIE*, b) Momento aerodinâmico no *LIE*, c) Deflexão do *LOE*, d) Momento aerodinâmico no *LOE*.

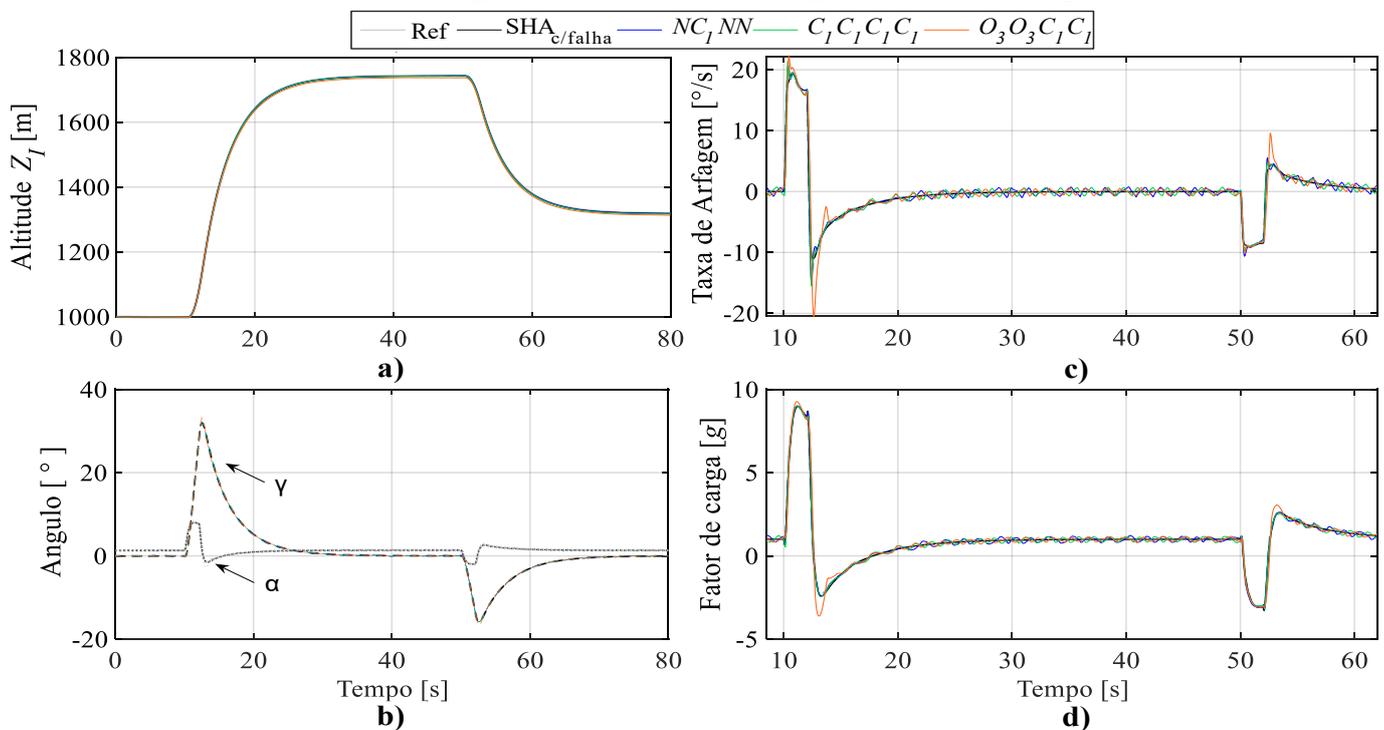


Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme demonstrado na Figura 5.12, foi percebido uma melhora na resposta em posição para o *SHA* em falha e as falhas NC_1NN e $C_1C_1C_1C_1$ devido a redução do momento externo para as novas condições de voo. Ainda, foi verificado para a falha $O_3O_3C_1C_1$ com níveis de força ($k_{pos} = 11,7\%$ e $k_{neg} = 8,8\%$) próximos ao mínimo requerido para posicionamento, os mesmos efeitos de redução da amplitude do movimento na superfície em falha (*LIE* e *RIE*) associada a compensação do *FCS* com as superfícies em estado normal (*LOE* e *ROE*).

Os novos resultados de desempenho de voo apresentados na Figura 5.15, demonstraram a possibilidade de aumentar a operacionalidade das superfícies de controle em falha, limitando o envelope de voo a condições que reduzam o momento aerodinâmico H_m .

Figura 5.15 – Manobra longitudinal Mach 0,8 em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem d) Fator de carga



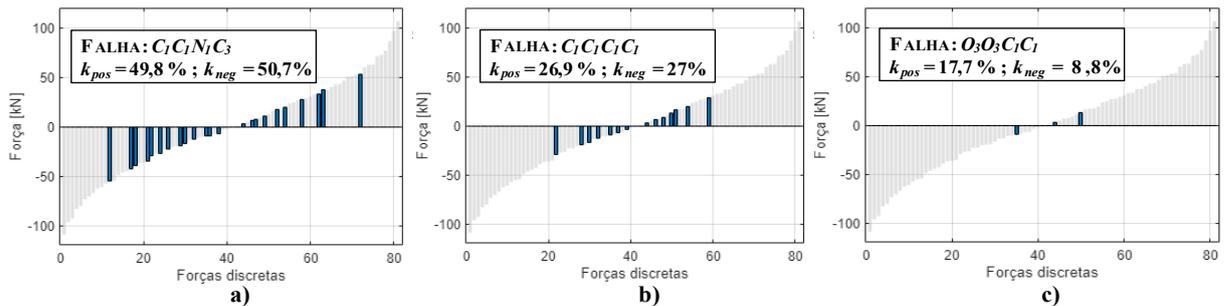
Fonte: Elaborado pelo autor.

Conforme a Figura 5.15 a), ainda que a nova missão tenha sido completada em todos os casos de falha do *DHA*, foram percebidas oscilações periódicas na condição de cruzeiro para a taxa de arfagem e fator de carga, Figura 5.15 c) e Figura 5.15 d) (amplitude média de $1,35^\circ/s$ e $0,30g$). Este fato foi atribuído ao chaveamento de pressões percebido em forma de oscilações na resposta da superfície de controle com o *DHA*, não sendo observados para o *SHA* em falha. Contudo, para todos os casos a aeronave apresentou a mesma de atitude longitudinal que a referência, como pode ser verificado na Figura 5.15 b), indicando que este efeito conseguiu ser compensado pelo *FCS*, todavia aos custos de aumentar sua carga de trabalho.

5.3.2 Análise do desempenho em falha para manobra de aproximação

Na análise de performance em falha na manobra de aproximação, objetivou-se maximizar a criticidade das condições de falha implementando-as nos quatro *elevons* da aeronave. As falhas avaliadas nesta missão são apresentadas na Figura 5.16 e também foram utilizadas na avaliação da manobra de rolagem, apresentada na Seção 5.3.3.

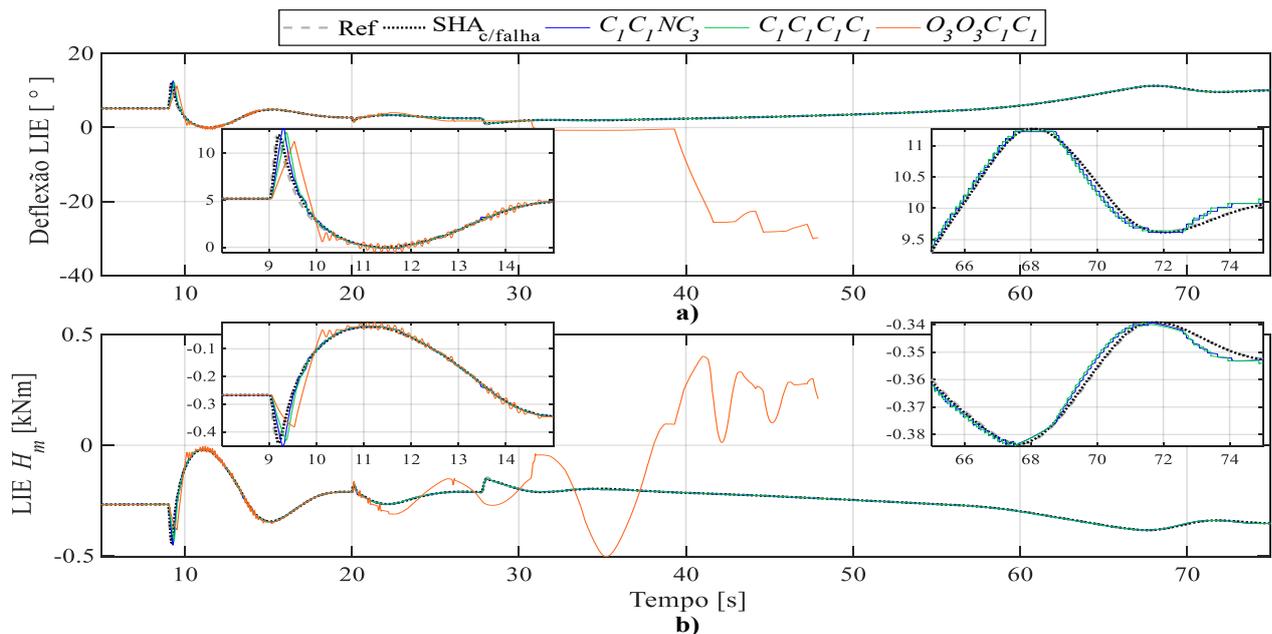
Figura 5.16 – Casos de falha da manobra de aproximação e de rolagem.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os níveis de forças exigidos na missão de aproximação são inferiores aos apresentados pelos casos de falha implementados (ver Figura 5.8 e Figura 5.16). Assim, a falha $C_1C_1N_1C_3$ foi utilizada pois representa uma condição próxima ao SHA. Já as falhas $C_1C_1C_1C_1$ e $O_3O_3C_1C_1$ foram escolhidas para avaliar a redução de forças intermediárias, ainda que o nível de forças seja superior ao requerido para o posicionamento. As respostas das superfícies de controle foram iguais e desta forma optou-se por apresentar na Figura 5.17 a resposta da superfície *LIE*

Figura 5.17 – Manobra de aproximação em falha a) Deflexão do *LIE*, b) Momento aerodinâmico no *LIE*

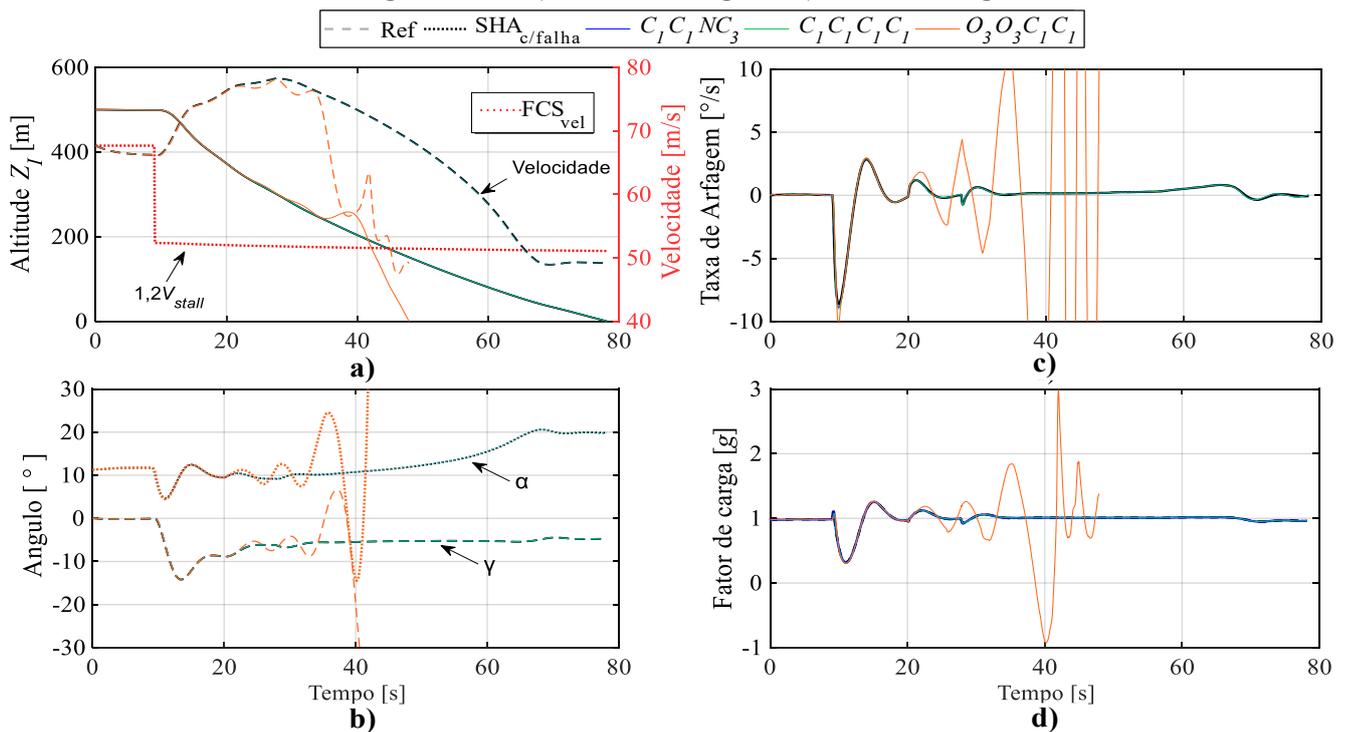


Fonte: Elaborado pelo autor.

A performance operacional da superfície de controle para os casos $C_1C_1N_1C_3$ e $C_1C_1C_1C_1$ foram similares ao *SHA* em falha e a condição de referência, conforme verificado nos gráficos da Figura 5.17, apesar de ter sido notado sobrepassagem e com uma leve redução na resposta dinâmica do *DHA* para estes casos, que foi tanto maior quanto maior foi a redução do número de forças disponíveis. Entretanto, o caso $O_3O_3C_1C_1$ foi incapaz de seguir a referência entrando em uma condição de instabilidade, ainda que seu nível de forças tenha sido superior ao carregamento externo exigido no posicionamento da missão.

Com exceção da falha $O_3O_3C_1C_1$, onde a aeronave entrou em instabilidade não conseguindo completar a missão, não foram percebidas alterações significativas na atitude da aeronave com as superfícies em condição de falha, como pode ser verificado nos resultados de performance de voo da missão apresentados na Figura 5.18.

Figura 5.18 – Manobra de aproximação em falha a) Altitude e velocidade b) Ângulos de Euler longitudinais, c) Taxa de arfagem, d) Fator de carga.



Fonte: Elaborado pelo autor.

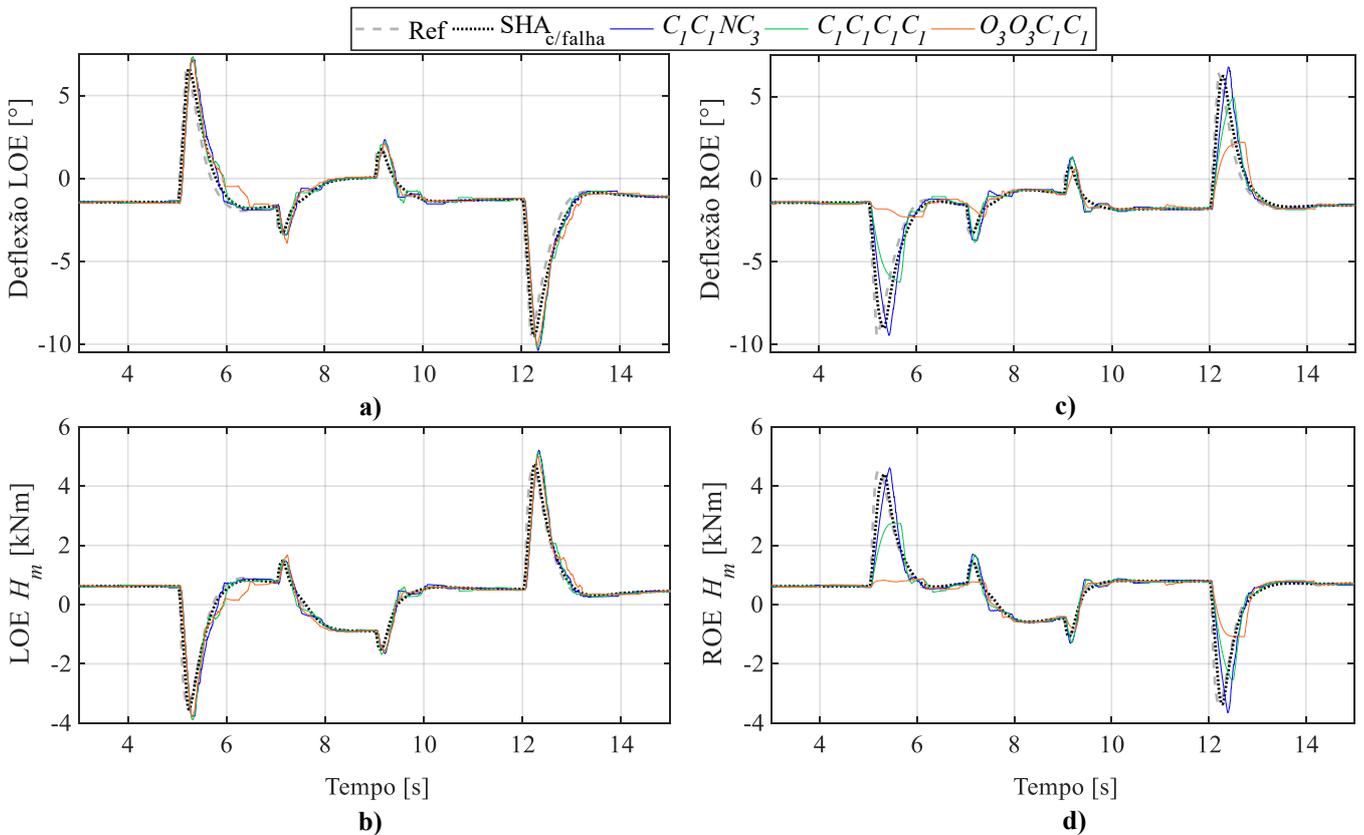
Ainda que a implementação de falhas nos quatro *elevons* represente uma condição extremamente crítica e improvável, a atitude da aeronave na manobra de aproximação com a falha $C_1C_1C_1C_1$, que é equivalente a falha da linha de pressão p_{s1} ($k_{min} = 26,9\%$ e 16 forças restantes), demonstra a viabilidade de oferecer condições operacionais mínimas para uma aproximação em performance similar à de referência, não sendo considerada nenhuma compensação no *FCS* do modelo da aeronave.

5.3.3 Análise do desempenho em falha para manobra de rolagem

Na manobra de rolagem, as falhas foram implementadas somente no *elevon* direito externo (*ROE*). Esta situação permite analisar o comportamento da aeronave frente a falhas em uma condição mais desafiadora para o *FCS* uma vez que todo esforço de compensação, também observado nas missões anteriores, deverá agora ser realizado por este mesmo que nenhuma modificação tenha sido implementada para este fim. Contudo, este cenário de teste representa uma condição prática mais provável, corroborando com o conservadorismo do estudo.

Seguindo demais resultados, também foi percebido uma redução da amplitude na resposta em posição do *ROE* frente a limitação dos níveis de força para as falhas $C_1C_1C_1C_1$ e $O_3O_3C_1C_1$, pois apresentam redução destes à valores inferiores ao carregamento externo. Já a para o *SHA* em falha e condição $C_1C_1NC_3$, que apresentam níveis de forças equivalentes, a performance da superfície de controle não foi afetada. Esses resultados podem ser verificados nas respostas das superfícies externas, que são apresentadas na Figura 5.19.

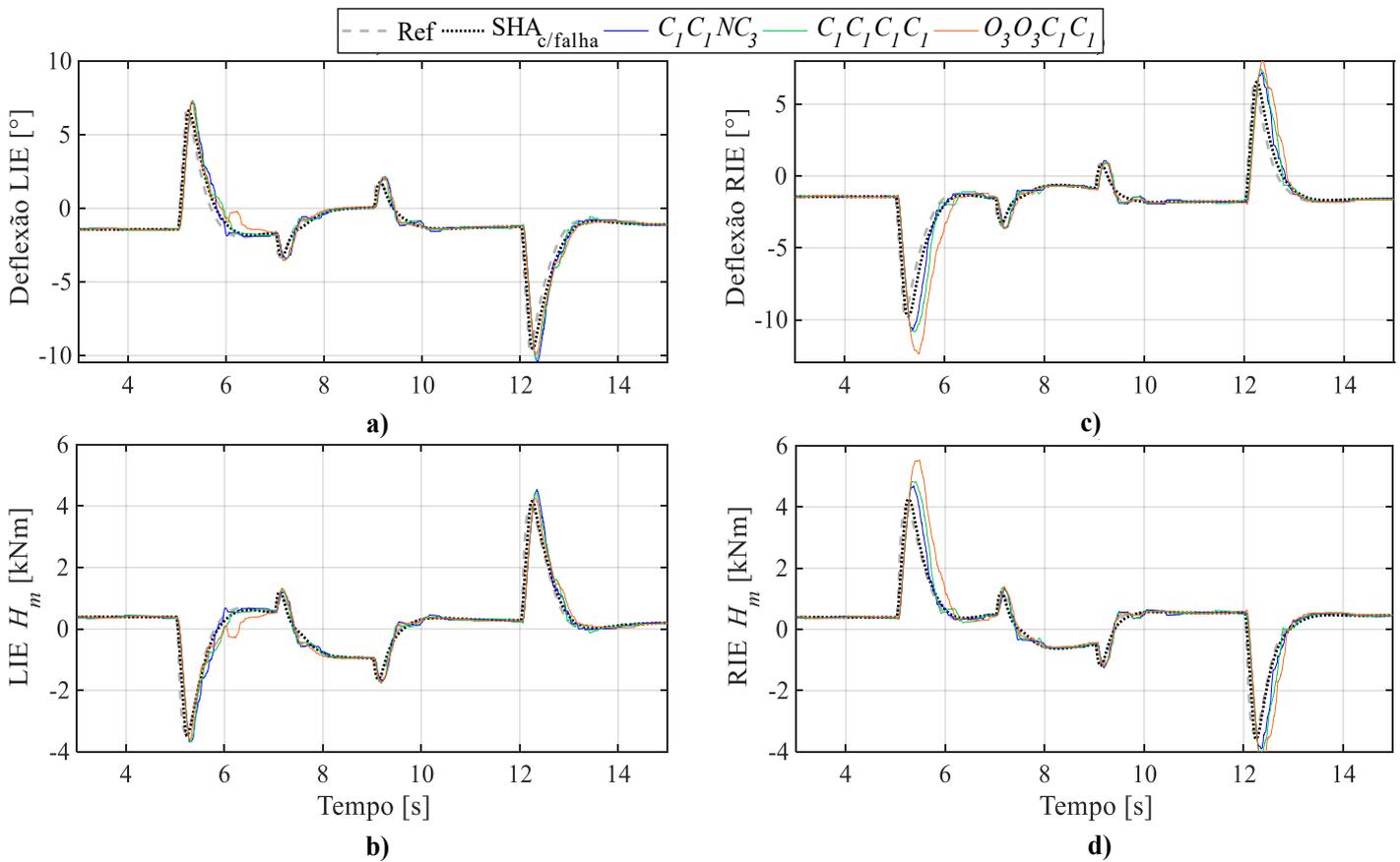
Figura 5.19 – Manobra de rolagem em falha a) Deflexão do *LOE*, b) Momento aerodinâmico no *LOE*, c) Deflexão do *ROE*, d) Momento aerodinâmico no *ROE*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Assim como observado na Figura 5.19, durante a rolagem, a aeronave movimentou os *elevons* do lado direito e esquerdo em direções opostas para gerar o momento de rolagem M_L . Neste sentido, foi percebido para as falhas $C_1C_1C_1C_1$ e $O_3O_3C_1C_1$ que o *FCS* do modelo *ADMIRE* realizou uma compensação ampliando a amplitude de movimento do *elevon* direito interno (*RIE*), ainda que nenhuma modificação tenha sido feita para este fim. Este efeito pode ser observado na Figura 5.20, que apresenta a resposta das superfícies internas.

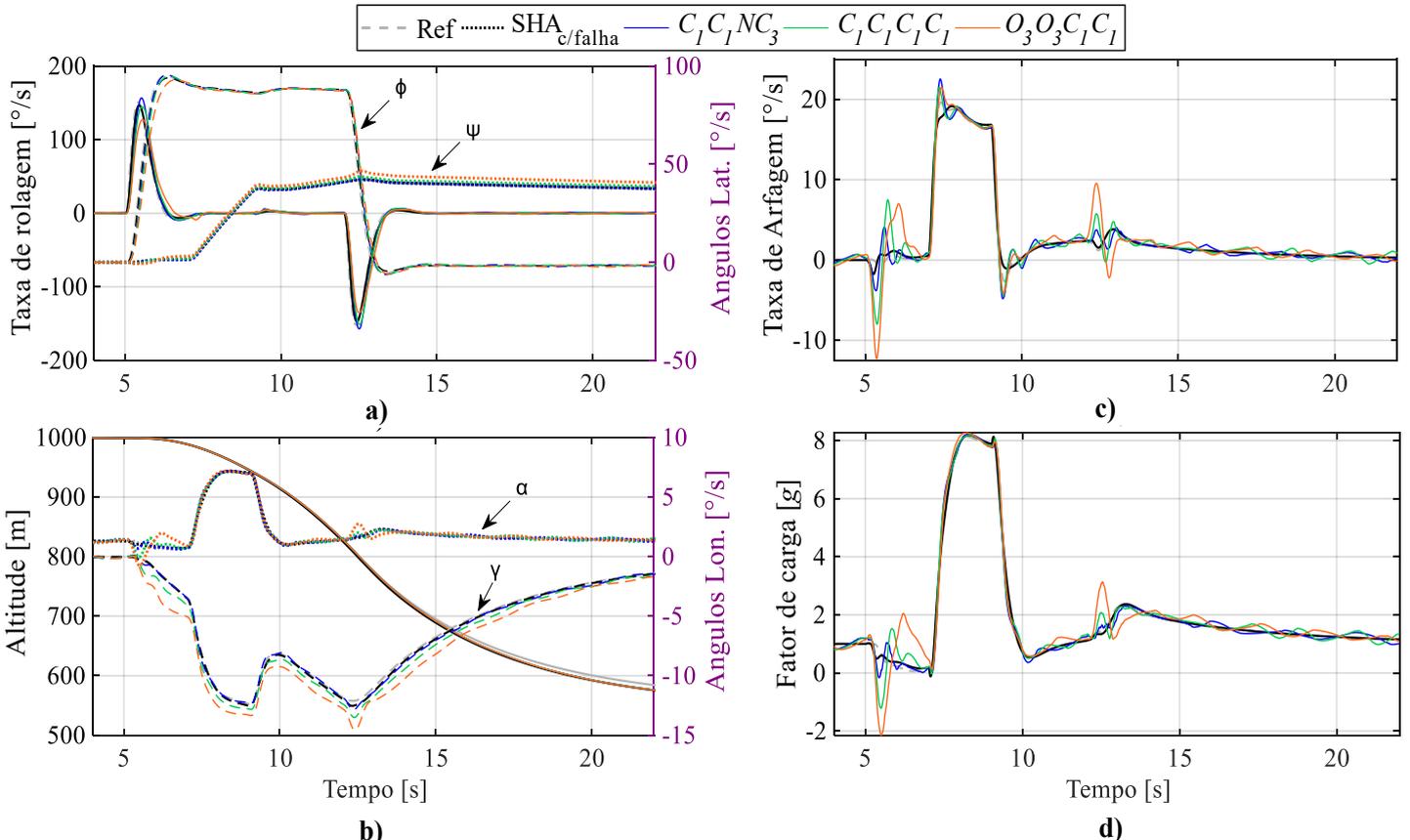
Figura 5.20 – Manobra de rolagem em falha a) Deflexão do *LIE*, b) Momento aerodinâmico no *LIE*, c) Deflexão do *RIE*, d) Momento aerodinâmico no *RIE*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Os resultados dos parâmetros de atitude da aeronave no movimento avaliado, apresentados na Figura 5.21, demonstraram que as compensações realizadas pelo *FCS* do modelo *ADMIRE* ao transferir a carga de trabalho da superfície externa em falha (*ROE*) para a interna (*RIE*) através do aumento do seu deslocamento (ver Figura 5.20 b)) contribuíram significativamente para operacionalidade da aeronave e fornecendo condições mínimas de qualidade de voo para a missão proposta.

Figura 5.21 – Manobra de rolagem em falha a) Taxa de rolagem e ângulos laterais b) Altitude e ângulos longitudinais c) Taxa de arfagem d) Fator de carga.



Fonte: Elaborado pelo autor.

A performance da manobra para o *SHA* em falha e $C_1C_1NC_3$, foram similares aos estados normais dos atuadores apresentados na Figura 5.9, demonstrando que o *DHA* consegue garantir redundância funcional de maneira similar ao *SHA* para falhas equivalentes. Entretanto, conforme observado na Figura 5.21 c) e Figura 5.21 d), foi verificado um aumento significativo da sobrepassagem na resposta da taxa de arfagem e fator de carga para as falhas do *DHA*, sendo percebido um valor 2 vezes maior para a falha $C_1C_1NC_3$ em relação ao *SHA* em falha. Este efeito foi intensificado para as falhas $C_1C_1C_1C_1$ e $O_3O_3C_1C_1$, atingido valores 4,4 e 6,8 vezes maiores em relação ao *SHA* em falha, para o primeiro e segundo caso, respectivamente.

Esse comportamento observado para a aeronave é um indicativo de que o *DHA*, em condições de falha equivalentes ao *SHA*, tende a aumentar instabilidade do movimento da aeronave, sendo este efeito intensificado para falhas mais degradantes no que tange número e nível de forças comprometidas. Soma-se ainda às sobrepassagens nos momentos de manobra, as oscilações periódicas constatadas no regime permanente, que apesar de não terem sido ampliadas para os casos de falha (mantendo os valores descritos de amplitudes médias de 1,5 °/s e 0,4 g) devem ser compensadas pelo *FCS*, aumentando a sua carga de trabalho.

Por fim, essa condição influenciou as atitudes lateral e longitudinal da aeronave, conforme verificado na Figura 5.21 a) e Figura 5.21 b) onde foram observadas como oscilações e redução dos ângulos de *Euler*, impactando de forma mais intensa os casos de falha mais críticos. Contudo, ficou evidenciado ao analisar os parâmetros de atitude da aeronave que as degradações no estado operacional do FCS causada pelas falhas dos atuadores não os níveis de qualidade de voo reduziram a condições críticas, uma vez que foi possível concluir a missão estabelecida em todos os casos de falha avaliados nesta seção.

6 CONCLUSÕES

Nesta dissertação, a performance do *DHA* proposto em Belan (2018), sob diferentes condições de falha foi avaliada de forma ampla, incorporando experimentos realizados na bancada de Sistemas Hidráulicos Digitais do LASHIP e simulações com modelos matemáticos dos atuadores, que foram parametrizados para os *elevons* do modelo de aeronave *ADMIRE*.

Os resultados do controle de posição para o *DHA* da nova Bancada de Sistemas Hidráulicos Digitais do LASHIP, bem como a validação experimental do seu modelo, foram consonantes com os resultados obtidos em Belan (2018). O modelo foi capaz de reproduzir o comportamento obtido experimentalmente. Entretanto, o ajuste dos valores do coeficiente de atrito viscoso, assim como realizado em Nostrani (2021), demonstram a necessidade de melhor se investigar este fenômeno para a montagem atual, devendo ser levado em consideração a possibilidade de implementação de novos modelos de atrito que prevejam as influências devido a variações no perfil de carregamento e temperatura.

Ainda no que tange a performance do *DHA* experimental, é importante ressaltar que ao confrontar sua dinâmica identificada com os valores dispostos na Tabela 2.5 e Tabela 5.1, observa-se que estes não estão distantes dos requisitos de aplicações típicas de superfícies de controle. A performance do controle de posição, por sua vez, ainda é passível de melhorias uma vez que foi utilizado o sistema de controle em sua configuração mais simples. De forma análoga, trabalhos em desenvolvimento no LASHIP estão sendo realizados para melhorar a performance do controle de força do sistema simulador de cargas. Contudo, é nítida a influência das variações de pressão nas linhas de suprimento na resposta do *DHA*, sendo esta uma oportunidade de melhoria em trabalhos futuros.

Os experimentos validaram a estratégia readaptação da seleção de válvulas frente a falhas, demonstrando os benefícios da topologia de conexões em paralelo da Hidráulica Digital, que de maneira simples e eficiente acomodou as falhas no sistema proporcionando redundância funcional dentro dos novos limites impostos pela condição de falha.

Com o método de adaptação a falhas proposto, atenuações da resposta em posição são percebidas quando o novo nível de forças do sistema for inferior aos valores necessários para vencer o carregamento externo e atingir posição desejada. Neste sentido, ainda foi demonstrado experimentalmente que a perda de forças discretas intermediárias, sem comprometer o nível de forças do *DHA*, não influencia na capacidade do controle de posição, uma vez que foi possível controlar o protótipo com apenas 16 forças discretas.

A avaliação dinâmica no domínio da frequência, com o modelo em condição de falha, permitiu caracterizar o impacto que estas causam na dinâmica do atuador. Neste sentido as atenuações da resposta em posição para os casos de falha são traduzidas pela redução do ganho e atraso de fase nos diagramas de Bode. Cabe ressaltar que a taxa de decaimento não foi significativamente afetada com as falhas, o que indica que as alterações nas dinâmicas do atuador não são percebidas para qualquer caso de falha, e sim só para aqueles onde o carregamento externo supera o nível de forças ainda disponível no *DHA*.

Os resultados das análises com os modelos de *DHA* e *SHA*, parametrizados para atender os requisitos dos *elevons* do modelo de aeronave, demonstraram que ambos apresentam desempenho dinâmico semelhante ao modelo padrão de atuadores do *ADMIRE*, uma vez que não foram percebidas alterações significativas nas qualidades voo e estabilidade da aeronave nas missões propostas. Por outro lado, investigações futuras sobre as oscilações apresentadas nas superfícies de controle equipadas com o *DHA*, devem ser realizadas afim de se avaliar a suas implicações em efeitos aeroelásticos indesejáveis na aeronave.

O comportamento caracterizado experimentalmente das falhas no *DHA* também foi observado nas respostas do modelo integrado ao *ADMIRE*. Em condições de falha de equivalentes ao do *SHA*, foi observado um comportamento similar entre os atuadores, sendo percebidas atenuações na resposta em posição quando o momento aerodinâmico na superfície de controle excedeu o nível de forças ($\approx 50\%$).

Ainda, cabe ressaltar que as falhas do *DHA*, onde não foram comprometidos os níveis de força requeridos para o posicionamento, não tiveram sua performance alterada em relação ao seu estado normal, demonstrando uma vantagem em relação ao *SHA*, uma vez que nem toda falha do *DHA* compromete a níveis significativos o perfil de forças, sendo necessário a falha de múltiplas válvulas, diminuindo a probabilidade de ocorrência de casos críticos, conforme já demonstrado em Pettersson (2018). Soma-se a esta constatação, a implementação de falhas em mais de uma superfície na análise, fato que diminui ainda mais a probabilidade de ocorrência aumentando o conservadorismo dos resultados.

Um bom exemplo do explicado foram os resultados de performance da aeronave para os casos de falha $C_1C_1C_1C_1$ (equivalente a falha da linha de suprimento p_{s1}) na missão de aterrissagem, o qual foi implementado nos quatro *elevons* da aeronave e com 16 forças restantes e $k_{min} = 26,9\%$. O sistema foi capaz de fornecer praticamente as mesmas condições de performance de aproximação, ainda que este seja um caso extremamente improvável.

Apesar desta vantagem proporcionada pelo modo de falha do *DHA* frente ao do *SHA*, cabe ressaltar que o seu comportamento característico, resultante de chaveamento de pressões, pode comprometer a suavidade do movimento das superfícies de controle, aumentando a oscilações dos parâmetros de atitude da aeronave, e por consequência a carga de trabalho do *FCS*, assim como foi observado em algumas missões avaliadas.

A configuração de aeronave *delta-canard* foi decisiva para a acomodação de falha nos moldes propostos, uma vez que caso ocorra em uma única superfície (externa ou interna), o *FCS* pode transferir a carga de trabalho para superfície subsequente, aumentando a amplitude do seu deslocamento para promover um efeito de compensação, assim como verificado nas manobras longitudinal e de rolagem. Neste sentido, limitar o envelope de voo da aeronave a condições que reproduzam carregamentos menores na superfície de controle, também demonstrou ser efetivo para garantir a redundância operacional do sistema e aumentar os níveis de segurança de voo da missão.

Ao confrontar os resultados de performance da aeronave nas missões propostas com atuadores em falha, conforme disposto nas normas MIL-F-9490D (1975) e MIL-F-8785C (1980) resumido na Tabela 2.3, pode-se afirmar que as falhas para o *DHA* tendem a impactar menos a degradação do estado operacional da superfície de controle e, por sua vez, nos níveis de qualidade de voo da aeronave, comparando-o ao *SHA*. Isto se deve ao fato das falhas mais prováveis do *DHA* nem sempre comprometem o nível de forças e, na sua ocorrência, comprometem apenas parcialmente, podendo, portanto, não interferir no estado operacional do *FCS* a níveis de qualidade voo suficientes para interromper a missão.

6.1 SUGESTÃO PARA TRABALHOS FUTUROS

Considerando os fenômenos observados para o *DHA* em falha, no que tange o protótipo da Bancada de Sistemas Hidráulicos Digitais do LASHIP e os avanços proporcionados com a integração feita com o modelo de aeronave *ADMIRE*, é possível constatar que a solução se ainda se encontra com um nível de maturidade tecnológica *TRL 3*. Neste caso, ainda há um caminho a ser seguido para tornar viável a tecnologia proposta para acionamento de superfícies de controle de aeronaves. Assim, são listados abaixo apenas algumas propostas de trabalho que vão de encontro a esse objetivo:

- Desenvolvimento de um sistema supervisor de diagnóstico de falhas em válvulas *on/off* com sua posterior integração ao controlador adaptativo a falhas.

- Investigação das oscilações no comportamento dinâmico do *DHA* devido ao chaveamento de pressões e sua relação com efeitos aeroelásticos e comprometimento da estabilidade de voo na aeronave.
- Estratégia de controle baseada no uso de linhas de pressões de alimentação variáveis, que ajustem o perfil de forças com base no carregamento do atuador.
- Desenvolvimento de sistemas híbridos que incorporem as topologias tradicionais *SHA*, *EHA* e *EMA* ao uso de Hidráulica Digital.
- Avaliar o protótipo em condições experimentais conforme disposto na norma SAE ARP 1218 (1974) ou em outras específicas para validação de atuadores para superfícies de controle de aeronaves.
- Desenvolver um estudo de confiabilidade de válvulas *on/off*, baseado no uso de componentes de prateleira e específicos para aeronaves.

REFERÊNCIAS

- ALLE, N.; HIREMATH S.; MAKARAM,S; SUBRAMANIAM,K.; TALUKDAR,A. Review on electro hydrostatic actuator for flight control. *International Journal of Fluid Power*, v. 17, n. 2, p. 125–145, 3 maio 2016.
- ANDERSON, J. D. *Aircraft Performance and design*. 5th. ed. New Delhi: McGraw-Hill Education, 1999. v. 5th
- ÅSTRAND, M.; ÖHRN, P. *Direct Lift Control of Fighter Aircraft*. Master Thesis Linköping University, 2019.
- BACKSTRÖM, H.; KULLBERG, E. *Report on the usage of the Generic Aerodata Model Transformation*, Technical report, Saab Aircraft AB, 1997.
- BELAN, H.; LOCATELI, C.; LANTTO, B.; KRUS, P.; DE NEGRI, V. *Digital Secondary Control Architecture for Aircraft Application*. The Seventh Workshop on Digital Fluid Power. Linz, Austria: [s.n.] 2015. p. 1-19.
- BELAN, H. C. *Sistemas de atuação hidráulicos digitais para aviões com foco em eficiência energética*. Tese de Doutorado. Universidade Federal de Santa Catarina - UFSC. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica - POSMEC. Florianópolis, p. 192. 2018.
- BLANKE, M.; KINNART, M.; LUNZE, J.; STAROSWIECKI, M.; SCHRÖDER, J. *Fault diagnosis of continuous-variable systems*. In: SPRINGER (Ed.). *Diagnosis and Fault-Tolerant Control*. Vol 2 ed. [s.l.] Springer Berlin Heidelberg, 2006. p. 189–298.
- BOGLIETTI, A.; CAVAGNINO, A.; TENCONI, A.; VASCHETTO, S. *The Safety Critical Electric Machines and Drives in the More Electric Aircraft: a Survey*. 35th Annual Conference of IEEE Industrial Electronics Society - IECON '09. Porto, Portugal: 2009
- BOJOI, R.; NEACSU, M. G.; TENCONI, A. *Analysis and Survey of Multi-Phase Power Electronic Converter Topologies for the More Electric Aircraft Applications*. *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion*. 2012.
- BOSCH, R. *Check Valve Poppet Type Size 08, 04.31.20.00.56 - Z*. Disponível em: <https://www.boschrexroth.com/en/xc/myrexroth/mediadirectory?&p_p_id=3&_3_struts_action=%2Fsearch%2Fsearch&_3_groupId=0&_3_vocabId_24220836=24220838&_3_keywords=%2218318-89%22&_3_vocabId_4354720=4677637>.

BOZHKO, S., HILL, C. I., YANG, T. More-Electric Aircraft Systems and Modeling. Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering, 2018.

CANUDAS-DE-WIT, C.; OLSSON, H.; ASTROM, K. J.; LISCHINSKY, P. A new model for control of systems with friction. Automatic Control, IEEE Transactions on, v. 40, n. 3, p. 419–425, 1995.

CAO, W.; MECROW, B. C.; ATKINSON, G. J.; BENNETT, J. W.; ATKINON, D. Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA). IEEE Transactions on Industry Applications, v. 59, n. 9, 2012.

CHAMBERS, B. Electrohydrostatic Actuator (EHA). ECE5320 Mechatronics, Utah University. 2008

CRUZ, D. P. M. Análise De Sistema Hidráulico Digital Para Aviões Com Foco Em Eficácia Energética. Dissertação de Mestrado. Universidade Federal de Santa Catarina - UFSC. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica - POSMEC. Florianópolis, p. 142. 2018.

DE NEGRI, V. J., RAMOS FILHO, J. R. B., SOUZA, A.; A Design Method for Hydraulic Positioning Systems. 51th National Conference on Fluid Power (NCFP). Las Vegas, USA: 2008

DE NEGRI, V.J., WANG, P., JOHNSTON, D.N., and PLUMMER, A. Behavioural prediction of hydraulic step-up switching converters. International Journal of Fluid Power. Vol 15, No. 1, 1-9. 2014.

DE NEGRI, V. J., NOSTRANI, M.P., WANG P., JOHNSTON D.N., and PLUMMER, A. Modelling and analysis of hydraulic step-down switching converters, International Journal of Fluid Power, 2015.

DELL'AMICO, A., CARLSSON, M., NORLIN, E., SETHSON, M. Investigation of a Digital Hydraulic Actuation System on an Excavator Arm. 13th Scandinavian International Conference on Fluid Power - SICFP, Linköping, Sweden, 2013.

DELL'AMICO, A., SIMON, D., WARD, S., PINTO, L. P. G., LANTTO, B., DE NEGRI, V., KRUS. P., A Hybrid Digital-Proportional Hydraulic Actuation System for Aircraft Flight Control. 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences. Belo Horizonte, Brazil, September, 2018..

- DI RITO, G.; DENTI, E.; GALATOLO, R. Development and experimental validation of real-time executable models of primary fly-by-wire actuators. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part I: Journal of Systems and Control Engineering*, v. 222, n. 6, p. 523–542, 2008.
- DI RITO, G.; GALATOLO, R. Experimental assessment of the dynamic stiffness of a fault-tolerant fly-by-wire hydraulic actuator. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, v. 226, n. 6, p. 679–690, 2012.
- EROFEEV, E.; KHALETSKY, L.; SKRYABIN, A.; STEBLINKIN, A. Methodologies and Test-rig Configurations for Experimental Improvement of Flight Control Actuation Systems. *Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Components (R3ASC) Conference proceedings*, p. 109–116, 2018.
- FAA. 25 .1309-1a: System Design And Analysis. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration [s.l: s.n.]. June, 1988.
- FAA. 120-17B: Reliability Program Methods-Standards for Determining Time Limitations. U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration [s.l: s.n.], 2018.
- FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. FAA System Safety Handbook. U.S. Department of Transportation, Washington, D.C: [s.n.], 2013.
- FORSSELL, L.; NILSSON, U. ADMIRE The Aero-Data Model In a Research Environment Version 4.0, Model Description. December, 2005.
- FURST, F. L.; DE NEGRI, V. J. Projeto de sistemas hidráulicos de controle de posição. Florianópolis: Universidade Federal de Santa Catarina, 2002.
- HALE J. F. *Introduction to Aircraft Performance, Selection, and Design*. John Wiley & Sons, Inc., p. 1-168 1984.
- HEIKKILÄ, M.; TAMMISTO, J.; HUOVA, M.; HUHTALA, A. K.; LINJAMA, M. Experimental evaluation of a digital hydraulic power management system. n. 2010, p. 129–142, 2010.
- HEIKKILA, M.; LINJAMA, M. Hydraulic Energy Recovery in Displacement Controlled Digital Hydraulic System. *Proceedings from the 13th Scandinavian International Conference on Fluid Power*, Linköping, Sweden, v. 92, p. 513–519, June, 2013.

- JIAN, F.; MARÉ, J. C.; YONGLING, F. Modelling, and Simulation of Flight Control Electromechanical Actuators with Special Focus on Model Architecting, Multidisciplinary Effects, and Power Flows. Chinese Journal of Aeronautics, 2016.
- KRUS, P.; BRAUN, R.; NORDIN, P.; ERIKSSON, B. Aircraft System Simulation for Preliminary Design. 28th International Congress of the Aeronautical Sciences. 2012
- LARRIEU, N.; LAMOSSIÈRE, X.; ANDRIEU, L. AIRBUS Research and perspectives for aircraft control actuation. Recent Advances in Aerospace Actuation Systems and Componentes - R3ASC. Toulouse, France: 2018
- LIN, Y.; BAUMANN, E.; BOSE, D. M.; BECK, R.; JENNEY, G. D. Tests and Techniques for Characterizing and Modeling X-43A Electromechanical Actuators. n. December, 2008.
- LINJAMA, M., VIHTANEN, H. P., SIPOLA, A., VILENIUS, M. Secondary Controlled Multi-Chamber Hydraulic Cylinder. The 11th Scandinavian International Conference on Fluid Power, SICFP'09, June 2-4, Linköping, Sweden. 2009.
- LINJAMA, M. Digital fluid power-state of the art. The Twelfth Scandinavian International Conference on Fluid Power, Tampere, Finland. 2011.
- LINSINGEN, I. V. Fundamentos de Sistemas Hidráulicos. 4ª ed. Florianópolis: Ed. UFSC, ISBN: 85-328-00646-8. 2013.
- LYLE, B. S. Development of control surface actuation systems on various configurations of the F-16. SAE Technical Papers, 1983.
- MANTOVANI, J. I., Otimização dos Chaveamentos entre Válvulas on/off em Atuadores Hidráulicos Digitais. Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica. Universidade Federal de Santa Catarina. 2019.
- MARÉ, J.-C. Aerospace actuators 1: needs, reliability and hydraulic power solutions. London: John Wiley & Sons, Inc., 2016.
- MARÉ, J.-C. Aerospace actuators 2: signal-by-wire and power-by-wire. London: John Wiley & Sons, Inc., 2017.
- MCCLAMROCH, H. N. Steady Aircraft Flight and Performance. New Jersey, USA: Princeton University Press, 2011.

- MOHAMMAD H. SADRAEY. Aircraft Design: A Systems Engineering Approach. 1th. ed. New Hampshire: John Wiley & Sons, Ltd., 2012. v. 1
- MOIR, I, SEABRIDGE, A. Aircraft Systems: Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration. 3rd Ed. John Wiley & Sons, Ltd. ISBN 978-0-470-05996-8. 2008.
- MOOG. MILITARY AIRCRAFT F-35 SUSTAINMENT SERVICES. Disponível em: <https://www.moog.com/content/dam/moog/literature/Aircraft/military_aftermarket/Moog-F35-Brochure.pdf>. Acesso em: 14 jan. 2021.
- MORRIS, S. L.; BOSSERT, D. E.; HALLGREN, W. F. Introduction to Aircraft Flight Mechanics. Reston, USA: Series, AIAA Education, 2003.
- NAAYAGI, R. T. A Review of More Electric Aircraft Technology. International Conference on Energy Efficient Technologies for Sustainability – ICEETS. 2013.
- NAVARRO, R., Performance of an electro-hydrostatic actuator on the f-18 systems research aircraft, tech. rep., NASA, October 1997.
- NELSON, R. C. Flight Stability and Automatic Control. 2nd. ed. Singapore: McGraw-Hill Education, 1998.
- NOSTRANI, M. P.; RADUENZ, H.; DELL'AMICO, A; DE NEGRI, V.; KRUS, P. Design and Optimization of a Fast Switching Hydraulic Step-Down Converter for Position and Speed Control. Proceedings of 15:th Scandinavian International Conference on Fluid Power, 15th Scandinavian International Conference on Fluid Power, Fluid Power in the Digital Age, SICFP'17, Linköping, Sweden, v. 144, p. 361–369, June, 2017.
- NOSTRANI, M. P.; RADUENZ, H.; DELL'AMICO, A.; DE NEGRI, V. J.; KRUS, P. Multi-Chamber Actuator Using Digital Pump for Position and Velocity Control Applied in Aircraft. Global Fluid Power Society - GFPS 2020 PhD Symposium. Guilin, China, 2020.
- NOSTRANI, M. P. Development Of A Digital Electro Hydrostatic Actuator For Application In Aircraft Flight Control Surfaces. Tese de Doutorado. Universidade Federal de Santa Catarina - UFSC. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica - POSMEC. Florianópolis, p. 192. 2021.
- OGATA, K. Engenharia de Controle Moderno. 5ª ed. Prentice Hall, Novembro, 2010.

- PETTERSSON, R. Redundancy study for aviation applications. [s.l.] Linköping University, 2018.
- QIAO, G., LIU, G., WANG, Y., MA, S. A Review of Electromechanical Actuators for More/All Electric Aircraft Systems. *Journal of Mechanical Engineering Science*. 2017.
- RAYMOND, I. T.; ROBINSON, C. W. Aircraft Digital Input Controlled Hydraulic Actuation and Control System. Boeing Military Airplane Company. Anais...Seattle, Washington: 1981
- RIBEIRO, F. AB - 722: Movimento Longitudinal da Aeronave São José dos Campos Instituto Tecnológico de Aeronáutica, , 2018a.
- RIBEIRO, F. AB - 722: Equações do movimento completo São José dos Campos Instituto Tecnológico de Aeronáutica, , 2018b.
- ROBOAM, X. New trends and challenges of electrical networks embedded in “more electrical aircraft”. *IEEE International Symposium on Industrial Electronics - ISIE*. 2011.
- RONGJIE, K.; ZONGXIA, J.; SHAOPING, W.; LISHA, C. Design and Simulation of Electro-Hydrostatic Actuator with a Built-in Power Regulator. *Chinese Journal of Aeronautics*., 2009.
- SAAB AB. Gripen E-series. Disponível em: <<https://www.saab.com/products/gripen-e-series>>. Acesso em: 14 maio. 2021.
- SAE. SAE ARP 1281 “Servoactuators: Aircraft Flight Controls, Power Operated, Hydraulic, General Specification For”. Society of Automotive Engineers, Inc., 1974.
- SARLIOGLU, B.; MORRIS, C. T. More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, p. 54–64, 2015.
- SIIVONEN, L.; LINJAMA, M.; VILENIUS, M. Analysis of Fault Tolerance of Digital Hydraulic Valve System. *Power Transmission and Motion Control - PTMC 05*, Bath, UK, 2005.
- SIIVONEN, L.; LINJAMA, M.; HUOVA, M.; VILENIUS, M. Pressure based fault detection and diagnosis of a digital valve system. *Power Transmission and Motion Control - PTMC 07*, Bath, UK, 2007.
- SIIVONEN, L.; LINJAMA, M.; HUOVA, M.; VILENIUS, M. Fault detection and diagnosis of digital hydraulic valve system. *The Tenth Scandinavian International Conference On Fluid Power, SICFP'07*. Tampere, 2007.

- SUISSE, B. E. Research for Dynamic Seal Friction Modeling in Linear Motion Hydraulic Piston Application. [s.l.] The University of Texas at Arlington, 2005.
- TAGGE, G. E.; IRISH, L. A.; BAILEY, A. R. Systems Study for an Integrated Digital/Electric Aircraft (IDEA). NASA Contractor Report 3840, Seattle, Washington: Boeing Commercial Airplane Company, 1985
- TANAKA, Y. Comparative study on dynamic characteristics of hydraulic, pneumatic, and electric motors. (Proceedings of the ASME/BATH 2013, Symposium on Fluid Power and Motion Control. Florida, USA: 2013
- TEIXEIRA, P. L. Análise Teórico Experimental de Prensa Dobradeira Hidráulica Controlada por Bomba-Motor com Velocidade Variável. [s.l.] Universidade Federal de Santa Catarina, 2015.
- THOMPSON, K. Notes On “The Electric Control of Large Aeroplanes”. IEEE AES Magazine, p. 19–24, 1988.
- TRAN, X. B.; HAFIZAH, N.; YANADA, H. Modeling of dynamic friction behaviors of hydraulic cylinders. Mechatronics, 2012.
- USAF. MIL-F-9490D: Military Specification Flight Control Systems - Design, Installation And Test Of Piloted Aircraft, General Specification For, 1975.
- USAF. MIL-F-8785C: Flying Qualities Of Piloted Airplanes, 1980.
- USAF. MIL-PRF-5503G: Performance Specification Actuators: Aeronautical Linear Utility, Hydraulic, General Specification For, 2013.
- WANG, L. Force Equalization for Active/Active Redundant Actuation System Involving Servo-hydraulic and Electro-mechanical Technologies. 2012. Thesis (Doctorate in Mechanical Engineering) - Université de Toulouse, Toulouse, France. 2012.
- WANG, S., TOMOVIC, M., LIU, H. Commercial Aircraft Hydraulic Systems. Shanghai Jiao Tong University Press Aerospace Series. Published by Elsevier Inc. 2016.
- WARD, S. Digital hydraulics in aircraft control surface actuation. [s.l.] Linköping University, 2017.
- WATERMAN, A. W. The Boeing 767 Hydraulic System. Disponível em: <<https://www.jstor.org/stable/44647773>>. Acesso em: 13 abr. 2021.

WOOD, N. E.; LEWIS, R. A. ELECTROMECHANICAL ACTUATION DEVELOPMENT. AiResearch Manufacturing Company of California. Anais...Torrance, California: Air Force Flight Dynamics Laboratory AFSC/AFWAL, USAF, 1978

APÊNDICE A – Indicadores para avaliação de falhas no *DHA*

Neste apêndice são apresentados de forma sucinta os indicadores estatísticos desenvolvidos por Pettersson (2018) para avaliar os impactos da falha no perfil de forças do *DHA*. Todavia, ressalta-se que a abordagem apresentada está modificada para focar em sistemas com perfil de força simétricos, justificado pela aplicação proposta.

a1.) Porcentagem de força

Este indicador tem a abordagem mais intuitiva pois, para atuadores hidráulicos típicos de superfícies de controle, como o *SHA* (Figura 2.11) utilizado como benchmark nesta dissertação, é comum se expressar sua capacidade operacional em termos do percentual de força disponível. Para um atuador digital, define-se k como a taxa absoluta de força disponível em relação as forças em condição normal (F_n), por:

$$k_{pos} = \frac{\max F}{\max F_n} \text{ e } k_{neg} = \frac{\min F}{\min F_n} \quad (33)$$

onde k_{pos} e k_{neg} referem-se, respectivamente, ao maior valor em modulo de força positiva e de força negativa no perfil de forças do atuador. Assim, de forma análoga ao *SHA*, utiliza-se o indicador k_{min} para expressar a capacidade de força do atuador como o mínimo valor disponível, sendo definido por:

$$k_{min} = \min(k_{pos}, k_{neg}). \quad (34)$$

Portanto o indicador k_{min} refere-se a porcentagem de forças mínima de força ainda disponível para o *DHA* em condições de falha.

a2.) Forças máxima e mínima

Considerando a topologia de atuador digital estudada, para se definir as forças máxima e mínima em um perfil de forças, é definida a lógica de maximizar ou minimizar os valores de pressão nas câmaras que contribuem positivamente (P_A e P_C) e para as que contribuem negativamente (P_B e P_D). Assim, as forças máxima e mínima são definidas por:

$$\begin{aligned} \max F &= A_A \max P_A - A_B \min P_B + A_C \max P_C - A_D \min P_D \\ \min F &= A_A \min P_A - A_B \max P_B + A_C \min P_C - A_D \max P_D \end{aligned} \quad (35)$$

a3.) Faixa de forças perdida

A amplitude de forças disponíveis (F_{norm}^A) para o perfil de força do *DHA* para o caso normal, isto é, operando sem falhas, é definida por:

$$F_{norm}^A = \max F - \min F. \quad (36)$$

Expandindo os termos da Equação (36) e colocando em evidencia as áreas, é possível verificar que cada área contribui para a faixa de forças como $A_y(\max \mathbb{P}_y - \min \mathbb{P}_y)$. Para a condição qualquer câmara y podem assumir os valores de pressão $\mathbb{P}_y = \{p_{s1}, p_{s2}, p_{s3}\}$, desta forma pode-se definir a faixa de forças normal como:

$$F_{norm}^A = (A_A + A_B + A_C + A_D)(\max \mathbb{P}_{y,norm} - \min \mathbb{P}_{y,norm}) \quad (37)$$

De forma análoga, para um determinado caso de falha pode-se definir a faixa de força disponível (F_{fal}^A), utilizando a Equação (36). Assim, a faixa de forças perdidas para esta condição (ΔF_{perd}^A), pode ser definida como:

$$\Delta F_{perd}^A = F_{norm}^A - F_{fal}^A. \quad (38)$$

a4.) Impacto das falhas do tipo válvula aberta

Considerando uma falha do tipo aberta para uma válvula qualquer jV_y , a câmara A_y somente se torna operacional eliminando da seleção as outras duas válvulas, ficando somente com um nível de pressão disponível. Com isso, a máxima e mínima pressão disponível para a câmara são definidas como nulas e, portanto

$$\max \mathbb{P}_{y,ab} - \min \mathbb{P}_{y,ab} = 0. \quad (39)$$

Utilizando a Equação (37), e isolando o termo da área A_y que contém a válvula jV_y em falha aberta, é possível definir a faixa de força disponível $F_{fal,ab}^A$ da seguinte forma:

$$F_{fal,ab}^A = A_y(\max \mathbb{P}_{y,ab} - \min \mathbb{P}_{y,ab}) + \mathbb{A}_{-A_y}(\max \mathbb{P}_{y,norm} - \min \mathbb{P}_{y,norm}), \quad (40)$$

onde \mathbb{A}_{-A_y} é o conjunto com os valores das áreas do cilindro multicâmaras menos a área A_y . Entretanto, o termo que acompanha A_y é definido como igual a zero conforme verificado na Equação (39), cancelando esta parcela na Equação (40).

Substituindo a Equação (37) e a Equação (40) na Equação (38), é possível definir a faixa de forças perdidas para o caso de falha aberta ($\Delta F_{perd,ab}^A$) por

$$\Delta F_{perd,ab}^A = A_y(\max \mathbb{P}_{y,norm} - \min \mathbb{P}_{y,norm}). \quad (41)$$

Comparando a faixa de forças perdidas ($\Delta F_{perd,ab}^A$) ao perfil de forças para o caso normal (F_{norm}^A) tem-se que:

$$\frac{A_y(\max \mathbb{P}_{y,norm} - \min \mathbb{P}_{y,norm})}{(A_A + A_B + A_C + A_D)(\max \mathbb{P}_{y,norm} - \min \mathbb{P}_{y,norm})} = \frac{A_y}{\sum_{y=A}^D A_y}. \quad (42)$$

O resultado da Equação (42) é particularmente útil para ajudar na compreensão dos impactos das falhas do tipo aberta no perfil de forças do *DHA*. Nesse caso o que se observa é uma redução na taxa de forças perdidas (k_{min}) com impacto proporcional ao valor da área da câmara A_y em que a falha ocorreu.

Combinando aos efeitos apresentados a relação de maximização e minimização das pressões nas câmaras, são feitas as seguintes conclusões sobre falhas do tipo aberta:

- Falhas do tipo aberta, nas válvulas $1V_y$ para as câmaras de contribuição positiva (*A* e *C*), impedem a minimização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{neg}$. A redução do k_{neg} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo aberta, nas válvulas $1V_y$ para as câmaras de contribuição negativa (*B* e *D*), impedem a minimização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{pos}$. A redução do k_{pos} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo aberta, nas válvulas $3V_y$ para as câmaras de contribuição positiva (*A* e *C*), impedem a maximização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{kpos}$. A redução do k_{kpos} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo aberta, nas válvulas $3V_y$ para as câmaras de contribuição negativa (*B* e *D*), impedem a maximização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{neg}$. A redução do k_{neg} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo aberta nas válvulas $2V_y$, impedem a maximização e minimização de pressão na câmara em que ocorreu, provocando uma redução no k_{neg} e k_{pos} . A redução é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha, afetando de forma equivalente ambos os lados do perfil de força.

a5.) Impacto das falhas do tipo válvula fechada

A avaliação do impacto das falhas do tipo fechada, é análoga ao processo para falha do tipo aberta. Entretanto, na acomodação deste tipo de falha duas válvulas da câmara ainda podem operar, resultando em dois valores de pressão ainda disponível para a câmara ($\mathbb{P}_{y, fec} = 2$). Utilizando a Equação (39) pode-se, portanto, verificar que:

$$\max \mathbb{P}_{y, fec} - \min \mathbb{P}_{y, fec} > 0. \quad (43)$$

Através do mesmo processo apresentado para se obter a Equação (41), define-se a faixa de força perdidas para falhas do tipo fechada ($\Delta F_{perd, fec}^A$) por:

$$\begin{aligned}\Delta F_{perd, fec}^A &= A_y (\max \mathbb{P}_{y, norm} - \min \mathbb{P}_{y, norm} - \max \mathbb{P}_{y, fec} + \min \mathbb{P}_{y, fec}) \\ &= A_y (\Delta \mathbb{P}_{y, normal} - \Delta \mathbb{P}_{y, fec})\end{aligned}\quad (44)$$

onde, A_y é a área em que ocorreu a falha com válvula do tipo fechada. Deve-se ressaltar que esta expressão só é válida para as falhas em $1V_y$ e $3V_y$, pois a parcela descrita pela Equação (43) para estas válvulas tem a sua amplitude reduzida. Já para falhas fechada em $2V_y$ este valor não se altera, e por consequência não reduz a taxa de forças máxima e mínima do sistema, preservando o k_{min} do estado normal.

Comparando a região de forças perdidas para as falhas fechadas $\Delta F_{perd, fec}^A$ em válvulas $1V_j$ e $3V_j$, ao perfil de forças para o caso normal F_{norm}^A , é possível definir a seguinte relação:

$$\frac{A_y (\Delta \mathbb{P}_{y, norm} - \Delta \mathbb{P}_{y, fec})}{(A_A + A_B + A_C + A_D) (\Delta \mathbb{P}_{y, norm})} = \frac{A_y (\Delta \mathbb{P}_{y, norm} - \Delta \mathbb{P}_{y, fec})}{(\sum_{y=A}^D A_y) (\Delta \mathbb{P}_{y, norm})}.\quad (45)$$

Conforme Belan (2018), um requisito de projeto a ser seguido para garantir um perfil de forças simétrico e com forças igualmente escalonadas, é necessário que os valores das linhas de pressões de suprimento sejam igualmente espaçados, exigindo assim um mesmo Δp para os níveis de pressões das linhas de suprimento. Considerando os níveis de pressão $p_{s1} > p_{s2} > p_{s3}$, os termos da Equação (44) assumem os valores $\Delta \mathbb{P}_{y, norm} = 2\Delta p$ e $\Delta \mathbb{P}_{y, fec} = \Delta p$. Portanto, pode-se reescrever a Equação (45) como:

$$\frac{A_y (2\Delta p - \Delta p)}{(\sum_{y=A}^D A_y) (2\Delta p)} = \frac{A_y}{2 \sum_{y=A}^D A_y}.\quad (46)$$

Assim, de forma análoga a falhas do tipo aberta, as falhas do tipo fechada nas válvulas $1V_j$ e $3V_j$ impactam no perfil de forças proporcionalmente A_y a área em que esta ocorreu.

Combinando aos efeitos apresentados a relação de maximização e minimização das pressões nas câmaras, são feitas as seguintes conclusões sobre falhas do tipo fechada:

- Falhas do tipo fechada, nas válvulas $1V_y$ para as câmaras de contribuição positiva (A e C), impedem a maximização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{pos}$. A redução do k_{pos} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo fechada, nas válvulas $3V_y$ para as câmaras de contribuição positiva (A e C), impedem a minimização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{neg}$. A redução do k_{neg} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.

- Falhas do tipo fechada, nas válvulas $1V_y$ para as câmaras de contribuição negativa (B e D), impedem a maximização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{neg}$. A redução do k_{neg} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo fechada, nas válvulas $3V_y$ para as câmaras de contribuição negativa (B e D), impedem a minimização de pressão nestas câmaras, resultando em um $k_{min} = k_{pos}$. A redução do k_{pos} é proporcional ao valor da área em que ocorreu a falha.
- Falhas do tipo fechada, nas válvulas $2V_y$ provocam perdas de forças intermediárias, e não afetam o k_{min} do sistema.

APÊNDICE B – Algoritmo do *Seletor de Válvulas Adaptativo*

```

function CombSelecionada = matrizDeForcas(areas, p, Fref, CF, dT_min,
dT_p, Clock, fail_case)
coder.extrinsic('roundn') ; % incluir funções
persistent Fprev ; % Força prévia (atual)
persistent Nprev ; % Indive da força prévia (atual)
persistent combPrev ; % Vetor de combinações da força prévia (atual)
persistent tabForcas ; % contador interno para dT_p;
persistent icdT_min ; % Intervalo de tempo para executar laço envia
vetor combinação
persistent icdT_p ; % Intervalo de tempo para executar laço de
onstrução da matriz
persistent icClockdT_min ; % Variável para guardar o tempo de execução do
laço que envia vetor combinação
persistent icClockdT_p ; % Variável para guardar o tempo de execução do
laço de construção da matriz
persistent EAt
persistent EAl
if isempty(EAt)
    EAt = 1;
end
if isempty(EAl)
    EAl = zeros(1,3)
end
persistent EBT
persistent EBl
if isempty(EBt)
    EBT = 1;
end
if isempty(EBl)
    EBl = zeros(1,3)
end
persistent ECt
persistent EC1
if isempty(ECt)
    ECt = 1;
end
if isempty(EC1)
    EC1 = zeros(1,3)
end
persistent EDt
persistent ED1
if isempty(EDt)
    EDt = 1;
end
if isempty(ED1)
    ED1 = zeros(1,3)
end
persistent Pfail_case
Pfail_case = fail_case ; % Vetor falha

% inicia contadores
if isempty(icClockdT_min)
    icClockdT_min = Clock ; % Contador de tempo inteiro
end
if isempty(icClockdT_p)
    icClockdT_p = Clock ; % Contador de tempo inteiro
end

```

```

if isempty(icdT_min)
    icdT_min = dT_min ;      % Contador de tempo inteiro
end
if isempty(icdT_p)
    icdT_p = dT_p ;        % Contador de tempo inteiro
end

% Ajuste de variável para obter resultado em [kN]
A = areas*(1e-4);

% inicia valores vetor de forças
if isempty(Fprev)
    % Valor inicial para Fref = ps3 em todas as câmaras
    Fprev = (p(3)*A(1)- p(3)*A(2)+ p(3)*A(3)- p(3)*A(4));
    %Fprev = roundn(Fprev,-3);
end
if isempty(Nprev)
    Nprev = 81; % corresponde a ordem de cálculo da condição Fprev
end
if isempty(combPrev)
    % cada linha da matriz refere-se a uma combinação.
    % [ordCál, Forca, Fcusto, Ps1/2/3-PA, ...PB, ...PC,...PD, PA, PB, PC,
    PD].
    combPrev = [Nprev Fprev 0.001  0 0 1  0 0 1  0 0 1  0 0 1  7.5 7.5 7.5
    7.5];
end

if isempty (tabForcas)
    tabForcas=zeros(81,19);
end

if icdT_p >= dT_p      % Recalcula matriz de combinações
    icClockdT_p = Clock ;
    icdT_p = 0 ;
    n=0;
    for i = 1:3
        if i == 1,      vi = [1, 0, 0];
        elseif i == 2, vi = [0, 1, 0];
        else            vi = [0, 0, 1];
        end
        for j = 1:3
            if j == 1,      vj = [1, 0, 0];
            elseif j == 2, vj = [0, 1, 0];
            else            vj = [0, 0, 1];
            end
            for l = 1:3
                if l == 1,      vl = [1, 0, 0];
                elseif l == 2, vl = [0, 1, 0];
                else            vl = [0, 0, 1];
                end
                for k = 1:3
                    if k == 1,      vk = [1, 0, 0];
                    elseif k == 2, vk = [0, 1, 0];
                    else            vk = [0, 0, 1];
                    end
                    n=n+1;
                    tabForcas(n,1)= n;
                    % -AA*pA +AB*pB - AC*pC + AD*pD
                    Faux = (p(i)*A(1) - p(j)*A(2)+ p(l)*A(3)- p(k)*A(4));
                end
            end
        end
    end
end

```

```

        tabForcas(n,2) = Faux;
        %tabForcas(n,2) = roundn(Faux,-3); %arredondamento das
forças
        tabForcas(n,3) = abs(Faux - Fref); %primeira parte da
função custo
        tabForcas(n,4:6)= vi;
        tabForcas(n,7:9)= vj;
        tabForcas(n,10:12)= vl;
        tabForcas(n,13:15)= vk;
        tabForcas(n,16) = p(i);
        tabForcas(n,17) = p(j);
        tabForcas(n,18) = p(l);
        tabForcas(n,19) = p(k);
    end
end
end
else
    for i=1:81
        tabForcas(i,3) = abs(tabForcas(i,2) - Fref); % Primeira parte da
função custo
    end
end
icdT_p = Clock - icClockdT_p ;    % Controle de execução do laço abaixo

if icdT_min >= dT_min                % Envia vetor combinação
    icClockdT_min = Clock;
    icdT_min = 0;

    %Busca possível Força a ser aplicada (Função custo ainda sem peso e
forçarelativa)
    %obs: O primeiro retorno da função "min" seria o valor do campo;
    [~, minidx] = min(tabForcas(:,3));

    %Adiciona o peso e forçarelativa a Função custo
    for f = 1:81
        % Nprev é o índice da força anterior (atual)
        % minidx é o índice da força futura
        dfa = A(1)*abs(tabForcas(Nprev,16) - tabForcas(minidx,16)); %A(pA)
        dfb = A(2)*abs(tabForcas(Nprev,17) - tabForcas(minidx,17)); %B(pB)
        dfc = A(3)*abs(tabForcas(Nprev,18) - tabForcas(minidx,18)); %C(pC)
        dfd = A(4)*abs(tabForcas(Nprev,19) - tabForcas(minidx,19)); %D(pD)
        tabForcas(f,3) = tabForcas(f,3) + CF*(dfa+dfb+dfc+dfd);
    end
    %% Implementa compensação de falha

if max(Pfail_case(1:3) == 2) %Procura a falha aberta
    EAt = 2;                %Foi feito assim em razão do código de falha
estabelecido
else
    EAt = max(Pfail_case(1:3));
end

EAl = zeros(1,3);
EAl(Pfail_case(1:3) == EAt) = 1;

if max(Pfail_case(4:6) == 2)

```

```

        Ebt = 2;
else
    Ebt = max(Pfail_case(4:6));
end

EB1 = zeros(1,3);
EB1(Pfail_case(4:6) == Ebt) = 1;

if max(Pfail_case(7:9) == 2)
    Ect = 2;
else
    Ect = max(Pfail_case(7:9));
end
EC1 = zeros(1,3);
EC1(Pfail_case(7:9) == Ect) = 1;

if max(Pfail_case(10:12) == 2)
    EDt = 2;
else
    EDt = max(Pfail_case(10:12));
end
ED1 = zeros(1,3);
ED1(Pfail_case(10:12) == EDt) = 1;
%EXt = Tipo de falha na camara
%EXl = Localização da falha
% 1 = Normal
% 2 = Falha aberta
% 3 = Falha fechada ( ou fechamento forçado por falha aberta)
for i = 1:81
    switch EAt
        case 2
            if ~isequal(tabForcas(i,4:6),EAl)% Se a combinação for
diferente +FC
                tabForcas(i,3) = inf;
            end
        case 3
            switch sum(EAl)
                case 1
                    if isequal(tabForcas(i,4:6),EAl) % Se a combinação for igual
+FC
                        tabForcas(i,3) = inf;
                    end
                case 2
                    if ~isequal(tabForcas(i,4:6),~EAl)
                        tabForcas(i,3) = inf;
                    end
            end
        end
    end
end

```



```

        end
        case 2
            if ~isequal(tabForcas(i,10:12),~ECl)
                tabForcas(i,3) = inf;
            end
        end
    otherwise
end
end

switch EDt
    case 2
        if ~isequal(tabForcas(i,13:15),EDl) % Se a combinação for
diferente +FC
            tabForcas(i,3) = inf;
        end
    case 3
        switch sum(EDl)
            case 1
                if isequal(tabForcas(i,13:15),EDl) % Se a combinação for igual
+FC
                    tabForcas(i,3) = inf;
                end
            case 2
                if ~isequal(tabForcas(i,13:15),~EDl)
                    tabForcas(i,3) = inf;
                end
            end
        otherwise
    end
end
end
% Atualiza combinação de saída
[~, minidx] = min(tabForcas(:,3));
if Nprev ~= minidx
    Nprev = minidx;
    Fprev = tabForcas(minidx,2);
    combPrev = tabForcas(minidx,:);
end
end
end
icdT_min = Clock - icClockdT_min; % Controle de execução do laço abaixo
CombSelecionada = combPrev';

```

APÊNDICE C – Indicadores do perfil de forças para falha da Seção 4.3

Neste Apêndice são apresentados os principais indicadores do perfil de forças para as falhas avaliadas na Seção 4.3 (Tabela 4.1). Os dados se referem ao DHA experimental, onde k_{pos} e k_{neg} são as taxas referentes aos níveis de forças máximo e mínimo, n_{Fdisp}^{pos} e n_{Fdisp}^{neg} são o número de forças positivas e negativas restantes no perfil de forças, e $P(t)$ é a probabilidade de ocorrência da falha em uma missão de 1000 horas, conforme apresentado em Pettersson (2018).

Tabela C. 1. – Indicadores do perfil de forças para o DHA na condição normal

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	F_{max} (kN)	F_{min} (kN)
NNNN	100	100	37	44	14,12	-15,44

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela C. 2. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo A

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	n° de falhas	$P(t)$
C_1NC_1N	59,6	100	8	28	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$C_1C_3C_1N$	30,4	100	3	21	3	$6,4 \times 10^{-7}$
$C_1NC_1C_3$	23,8	100	2	22	3	$6,4 \times 10^{-7}$
NO_1O_3N	19,9	100	1	8	2	$7,4 \times 10^{-5}$
NO_1NC_3	15,4	100	2	16	2	$7,4 \times 10^{-5}$
NC_3NO_1	11	100	1	17	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$C_1C_3C_1C_3$	0	100	0	16	4	$5,5 \times 10^{-9}$

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela C. 3. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo B

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	n° de falhas	$P(t)$
NC_1NC_1	100	60,3	25	12	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$NC_1C_3C_1$	100	43,2	18	6	3	$6,4 \times 10^{-7}$
C_3NO_1N	100	33,2	14	4	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$C_3C_1NC_1$	100	22,2	22	2	3	$6,4 \times 10^{-7}$
O_1NC_3N	100	19,2	15	3	2	$7,4 \times 10^{-5}$
C_3NNO_3	100	7,3	17	1	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$C_3C_1C_3C_1$	100	5	15	1	4	$5,5 \times 10^{-9}$
O_1NNO_3	100	0	9	0	2	$7,4 \times 10^{-5}$

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela C. 4. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo C

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	n° de falhas	$P(t)$
C_1NNC_1	72,2	78,2	15	21	2	$7,4 \times 10^{-5}$
C_3NNC_3	64,2	61,8	17	19	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$C_1C_1O_1N$	72,2	53,5	7	5	3	$6,4 \times 10^{-7}$
$C_1C_3C_3C_1$	51,7	44	8	8	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$C_3C_1C_1C_3$	42,9	61	6	10	4	$5,5 \times 10^{-9}$
O_1NNO_1	40,3	36,4	4	5	2	$7,4 \times 10^{-5}$
O_2NNO_2	36,3	40	4	5	2	$7,4 \times 10^{-5}$
O_3NNO_3	30,4	45,4	3	6	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$O_1C_2O_3C_3$	32,9	36,4	2	2	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$O_1O_1NC_3$	15,4	36,4	2	4	3	$6,4 \times 10^{-7}$

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela C. 5. – Indicadores do perfil de forças para falhas do Grupo D

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	n° de falhas	$P(t)$
NC_2C_2N	100	100	21	24	2	$7,4 \times 10^{-5}$
$NC_2C_2C_2$	100	100	11	13	3	$6,4 \times 10^{-7}$
$C_2C_2C_2N$	100	100	10	14	3	$6,4 \times 10^{-7}$
$C_2C_2C_2C_2$	100	100	7	9	4	$5,5 \times 10^{-9}$

Fonte: Elaborado pelo autor.

APÊNDICE D – Indicadores do perfil de forças para falhas da Seção 5.3

Neste Apêndice são apresentados os principais indicadores do perfil de forças para as falhas avaliadas na Seção 5.3. Os dados se referem ao *DHA* modelado de acordo com os requisitos dos *elevons* do modelo de aeronave *ADMIRE*, onde k_{pos} e k_{neg} são as taxas referentes aos níveis de forças máximo e mínimo, n_{Fdisp}^{pos} e n_{Fdisp}^{neg} são o número de forças positivas e negativas restantes no perfil de forças após a falha, e $P(t)$ é a probabilidade de ocorrência desta falha considerando uma missão de 1000 horas, para as arvores de falha desenvolvidas por Pettersson (2018). Adicionalmente os valores para o SHA em condição de falha também são apresentados para fins de comparação.

Tabela D. 1 – Indicadores do perfil de forças para o *DHA* em condição normal

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	F_{max} (kN)	F_{min} (kN)
NNNN	100	100	38	43	106,2	-109,1

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela D. 2 – Indicadores do perfil de forças para as falhas da Seção 5.3

Falha	k_{pos} (%)	k_{neg} (%)	n_{Fdisp}^{pos}	n_{Fdisp}^{neg}	nº de falhas	$P(t)$
SHA c/ falha	50	50	-	-	1	0,052
$C_1NC_1C_3$	17,9	100	3	21	3	$6,4 \times 10^{-7}$
NC_1NN	100	50,7	36	18	1	0,0087
$O_3O_3C_2C_3$	34,6	32,5	2	2	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$C_1C_1C_1C_1$	26,9	27	7	9	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$C_3C_1C_3C_1$	100	0,7	15	1	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$O_3O_3C_1C_1$	11,7	8,8	1	2	4	$5,5 \times 10^{-9}$
$C_1C_1NC_3$	49,8	50,7	10	14	3	$6,4 \times 10^{-7}$
$O_3O_3C_1C_1$	11,7	8,8	2	1	4	$5,5 \times 10^{-9}$

Fonte: Elaborado pelo autor.

ANEXO I – Transcrição das definições dos termos técnicos das normas normas USAF MIL-F-8785C (1980) e MIL-F-9490D (1975)

a) Classificação das aeronaves: Conforme a norma USAF MIL-F-8785C (1980), qualquer aeronave deve ser enquadrada em uma das seguintes classes:

i) Classe I: Aeronaves pequenas e leves como:

- Leve de utilidade
- Instrução primária
- Leve de observação

ii) Classe II: Aeronaves de peso médio e baixa a média manobrabilidade como:

- Utilitário pesado/ busca e salvamento
- Transporte leve ou médio/ cargueiro/ abastecimento
- De alerta antecipado/ contramedidas eletrônicas/ comando aerotransportado/ de controle ou comunicação
- Antissubmarino
- Transporte e assalto
- Reconhecimento
- Bombardeiros táticos
- Ataque pesado
- Treinamento para Classe II

iii) Classe III: Aeronaves grandes e pesadas com baixa a média manobrabilidade como:

- Transporte pesado/ cargueiro/ abastecimento
- Bombardeiros pesados
- Patrulha/ aviso antecipado/ contramedidas eletrônicas/ comando, controle e comunicação aérea
- Treinamento para Classe III

iv) Classe IV: Aeronaves de alta manobrabilidade como:

- Caça/ Interceptador
- Ataque
- Reconhecimento tático
- Observação
- Treinamento para Classe IV

b) Categorias de fases de voo: Conforme a norma USAF MIL-F-8785C (1980), as fases de vôo são divididas em três categorias:

i) Categoria A: Fases de vôo que requerem manobras rápidas, rastreamento preciso ou controle preciso da trajetória de voo. Incluídos nesta categoria estão:

- Combate ar-ar
- Ataque ao solo
- Lançamento de armamento
- Recuperação aérea
- Reconhecimento

- Reabastecimento aéreo
- Acompanhamento terrestre
- Busca antissubmarina
- Voo em formação próxima

ii) Categoria B: Fases de voo que normalmente são realizadas usando manobras graduais e sem rastreamento de precisão, embora o controle preciso da trajetória do voo possa ser necessário. Incluídos nesta categoria estão:

- Subida
- Cruzeiro
- Planeio
- Abastecimento aéreo (aeronave tanque)
- Descida
- Descida de emergência
- Desaceleração de emergência
- Entrega aérea

iii) Categoria C: Fases de voo que utilizam manobras graduais e geralmente requerem um controle preciso da trajetória de voo. Incluídos nesta categoria estão:

- Decolagem
- Decolagem por catapulta
- Aproximação
- Arremetida
- Aterrisagem

c) **Níveis de qualidade de voo:** Conforme a norma USAF MIL-F-8785C (1980), trata-se de uma classificação dos requisitos de estabilidade e controlabilidade para o voo da aeronave. Cada valor é uma condição mínima de aceitabilidade relacionada a capacidade de completar a missão operacional para a qual o avião foi projetado. Os níveis são:

i) Nível I: Qualidades de voo claramente adequadas para a fase de voo da missão.

ii) Nível II: Qualidades de voo adequadas para concluir a fase de voo da missão, mas com um acréscimo na carga de trabalho do piloto ou degradação da efetividade da missão, ou ambos.

iii) Nível III: Qualidades de voo mínimas que garantem a segurança da aeronave, mas com um aumento excessivo na carga de trabalho do piloto ou efetividade da missão inadequada, ou ambos. As fases de voo de Categoria A podem ser concluídas com segurança, e as fases de voo Categoria B e C podem ser concluídas.

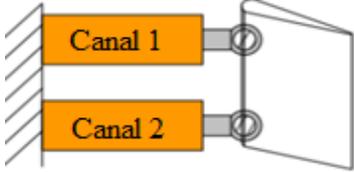
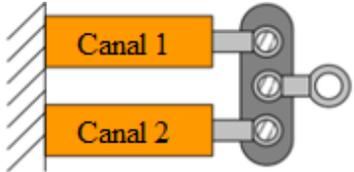
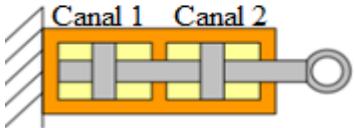
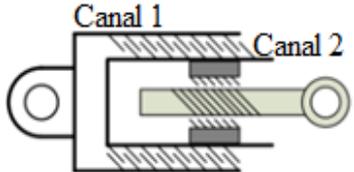
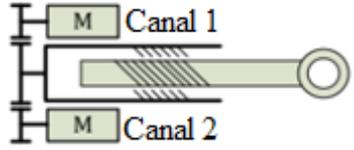
- d) **Envelope operacional:** Conforme a norma USAF MIL-F-8785C (1980), os envelopes operacionais de voo definem os limites em termos de velocidade, altitude e fator de carga dentro dos quais o avião deve ser capaz de operar a fim de cumprir determinada missão.
- e) **Envelope de serviço:** Conforme a norma USAF MIL-F-8785C (1980), os envelopes de serviço são aqueles definidos pela contratante, com aprovação da atividade de aquisição, que determinam velocidades, altitude e acelerações, dentro dos limites da aeronave para cada fase de voo.
- f) **Sistemas de controle de voo (*Flight Control Systems -FCS*):** Segundo a norma MIL-F-9490D (1975), os sistemas de controle de vôo (*FCS*) incluem todos os componentes usados para transmitir comandos de controle de voo do piloto ou outras fontes para os produtores de força e momento apropriados. Os comandos de controle de voo podem resultar no controle da trajetória de voo da aeronave, atitude, velocidade no ar, configurações aerodinâmicas, direção e modos estruturas. Entre os componentes incluídos estão os controles do piloto, telas dedicadas a comutação lógica, transdutores, sensores de dados aeroes e dinâmicos do sistema, computação de sinal dispositivos de teste, dispositivos de transmissão atuadores e linhas de transmissão de sinal dedicada ao controle de voo.
- g) **Estados operacionais dos *FCS*:** Segundo a norma MIL-F-9490D (1975), existem 5 estados operacionais para os *FCS*, sendo eles:
- i) **Estado operacional I (Operação normal):** O estado operacional I é o estado normal de desempenho, segurança e confiabilidade do sistema de controle de vôo. Este estado atende aos requisitos de qualidade de vôo Nível 1 dentro do envelope de vôo operacional e Nível 2 dentro do envelope de serviço e os requisitos declarados fora desses envelopes.
 - ii) **Estado operacional II (Operação restrita):** O Estado Operacional II é o estado inferior à operação ou desempenho normal do equipamento, que envolve degradação ou falha de apenas uma parte não crítica do sistema geral de controle de vôo. Um aumento moderado na carga de trabalho da tripulação e degradação na eficácia da missão pode resultar de uma seleção limitada ou modos *FCS*

normalmente operacionais disponíveis para uso; no entanto, a missão pretendida pode ser cumprida. Este estado satisfaz pelo menos os requisitos de qualidade de vôo Nível 2 dentro do envelope operacional e Nível 3 dentro do envelope de serviço.

- iii) **Estado operacional III (Mínima operação segura):** Estado Operacional III é o estado de desempenho degradado do sistema de controle de voo; segurança ou confiabilidade que permite o término seguro de rastreamento de precisão ou tarefas de manobra, e cruzeiro seguro, descida e pouso no destino da intenção original ou alternativa, mas onde a carga de trabalho do piloto é excessiva ou a eficácia da missão é inadequada. As fases da missão pretendida envolvendo rastreamento ou manobra de precisão não podem ser concluídas de forma satisfatória. Este estado satisfaz pelo menos os requisitos de qualidade de voo Nível 3.
- iv) **Estado operacional IV (controlável para imediata aterrissagem de emergência):** O Estado Operacional IV é o estado de operação do FCS degradado em que o vôo seguro continuado não é possível; no entanto, permanece controle suficiente para permitir tentativas de reinicialização do motor, uma descida controlada e pouso de emergência imediato.
- v) **Estado operacional V (controlável para evacuação em voo):** O Estado Operacional V é o estado de operação do FCS degradado no qual a capacidade do FCS é limitada às manobras necessárias para atingir uma condição de voo em que a evacuação da tripulação possa ser realizada com segurança.

ANEXO II – Principais configurações de redundância em atuadores para FCS.

Tabela II. 1 – Configurações diferentes de redundância de atuadores para FCS.

Configuração	Atuadores	Propriedades	Aplicação
	<p><i>SHAs & EHAs</i> (<i>EMA</i> no futuro?)</p>	<p>Todos os atuadores são conectados a superfície de controle. A saída final é igual a soma das forças.</p> <p>Vantagens: Estrutura simples, aplicável a vários tipos de atuadores, tolerante a falha</p> <p>Desvantagens: Pode haver conflito de forças</p>	<p>Escolha mais comum para controle de superfícies primárias para aviões comerciais (A320, A380B, B747 e B787).</p>
	<p><i>SHAs (EHAs & EMAs</i> no futuro?)</p>	<p>Todos os atuadores são conectados a um mecanismo. A saída final é igual posição média.</p> <p>Vantagens: Aplicável a vários tipos de atuadores, não há <u>briga</u> de forças</p> <p>Desvantagens: Pode tornar o conjunto ou projeto complexo e não adequado para redundância</p>	<p>B737 amortecedor duplo do leme.</p>
	<p><i>SHAs</i></p>	<p>Todos os atuadores estão ligados a uma única haste e a saída final é igual a resultante das forças na haste.</p> <p>Vantagens: Compacto, não há <u>briga</u> de forças.</p> <p>Desvantagens: limita o número de redundâncias devido à dimensão necessária.</p>	<p>Escolha mais comum em aplicações militares F-16 e F-15.</p>
	<p><i>EMAs</i></p>	<p>Um EMA é alinhado dentro do outro, a saída final é a combinação de deslocamento relativo.</p> <p>Vantagens: Não há <u>combate</u> de forças, em caso de falha o canal restante continua funcionando.</p> <p>Desvantagens: Complexo, cada canal precisa de um curso maior que o mínimo permitido.</p>	<p>Atuadores de helicóptero dentro do conceito HEAT/ACT.</p>
	<p><i>EMAs</i></p>	<p>Dois moto-redutores são conectados em paralelo a um fuso.</p> <p>Vantagens: Funciona com apenas um motor.</p> <p>Desvantagens: Travamento do fuso compromete todo atuador.</p>	<p>Estabilizador/Compensador Horizontal B787.</p>

Fonte: Traduzido pelo autor e disponível em Wang (2012).

ANEXO III – Rotina do momento aerodinâmico nas superfícies de controle

```

#define S_FUNCTION_NAME  calculatemoments
#define S_FUNCTION_LEVEL 2
#include "simstruc.h"
#ifdef _WIN32
#define atmos_  ATMOS
#endif

extern void calcmoment_(float *drc_in,
                       float *dlc_in,
                       float *droe_in,
                       float *drie_in,
                       float *dlie_in,
                       float *dloe_in,
                       float *dr_in,
                       float *alfa_in,
                       float *beta_in,
                       float *v_in,
                       float *m_in,
                       float *qa_in,
                       float *p_in,
                       float *q_in,
                       float *r_in,
                       float *alfap_in,
                       float *meil,
                       float *meir,
                       float *meyl,
                       float *meyr,
                       float *mr,
                       float *mnvl,
                       float *mnvr);

/* Function: mdlInitializeSizes
=====
 * Abstract:
 *   Set up sizes of the S-function's inputs and outputs.
 */

static void mdlInitializeSizes(SimStruct *S)
{
    ssSetNumSFcnParams(S,0); /* expected number */
#ifdef MATLAB_MEX_FILE
    if (ssGetNumSFcnParams(S) != ssGetSFcnParamsCount(S)) goto EXIT_POINT;
#endif
    ssSetNumContStates(S, 0);
    ssSetNumDiscStates(S, 0);

    ssSetNumInputPorts(S, 1);
    ssSetInputPortWidth(S, 0, 16);
    ssSetInputPortDirectFeedThrough(S, 0, 1);
    ssSetInputPortRequiredContiguous(S, 0, 1);

    ssSetNumOutputPorts(S, 7);
    ssSetOutputPortWidth(S, 0, 1);

```

```

ssSetOutputPortWidth(S, 1, 1);

ssSetOutputPortWidth(S, 2, 1);

ssSetOutputPortWidth(S, 3, 1);

ssSetOutputPortWidth(S, 4, 1);

ssSetOutputPortWidth(S, 5, 1);

ssSetOutputPortWidth(S, 6, 1);

/* specify the sim state compliance to be same as a built-in block */
ssSetSimStateCompliance(S, USE_DEFAULT_SIM_STATE);

EXIT_POINT:
    return;
}

/* Function: mdlInitializeSampleTimes
=====
* Abstract:
*   Specify that we inherit our sample time from the driving block.
*/
static void mdlInitializeSampleTimes(SimStruct *S)
{
    ssSetSampleTime(S, 0, INHERITED_SAMPLE_TIME);
    ssSetOffsetTime(S, 0, 0.0);
    ssSetModelReferenceSampleTimeDefaultInheritance(S);
}

/* Function: mdlOutputs
=====
* Abstract:
*   Calculate atmospheric conditions using Fortran subroutine.
*/
static void mdlOutputs(SimStruct *S, int_T tid)
{
    const double *in = (const double *) ssGetInputPortSignal(S,0);
    double *meil_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,0);
    double *meir_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,1);
    double *meyl_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,2);
    double *meyr_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,3);
    double *mr_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,4);
    double *mnvl_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,5);
    double *mnvr_ut = (double *) ssGetOutputPortRealSignal(S,6);
    int w = ssGetInputPortWidth(S,0);
    int k;
    float fin[16], fmeil, fmeir, fmeyl, fmeyr, fmr, fmnvl, fmnvr;

    for (k=0; k<w; k++) {

        /* set the input value */
        fin[k] = (float) in[k];
    }
}

```

```

/* call the Fortran routine using pass-by-reference */
    calcmoment_(&fin[0], &fin[1], &fin[2], &fin[3], &fin[4], &fin[5],
&fin[6], &fin[7], &fin[8], &fin[9], &fin[10], &fin[11], &fin[12], &fin[13],
&fin[14], &fin[15], &fmeil, &fmeir, &fmeyl, &fmeyr, &fmr, &fmnvl, &fmnvr);

/* format the outputs using the reference parameters */
meil_ut[0]   = (double) fmeil;
meir_ut[0]   = (double) fmeir;
meyl_ut[0]   = (double) fmeyl;
meyr_ut[0]   = (double) fmeyr;
mr_ut[0]     = (double) fmr;
mnvl_ut[0]   = (double) fmnvl;
mnvr_ut[0]   = (double) fmnvr;
}

/* Function: mdlTerminate
=====
* Abstract:
*   This method is required for Level 2 S-functions.
*/
static void mdlTerminate(SimStruct *S)
{
}

#ifdef MATLAB_MEX_FILE /* Is this file being compiled as a MEX-file? */
#include "simulink.c" /* MEX-file interface mechanism */
#else
#include "cg_sfuns.h" /* Code generation registration function */
#endif

SUBROUTINE CALCMOMENT(DRC_IN, DLC_IN, DROE_IN, DRIE_IN, DLIE_IN,
& DLOE_IN, DR_IN, ALFA_IN, BETA_IN, V_IN,
& M_IN, QA_IN, P_IN, Q_IN, R_IN, ALFAP_IN,
& MEIL, MEIR, MEYL, MEYR, MR, MNVL,
& MNVR)
    implicit none

C
C
    LOGICAL KOEFMASK(18) ! Logical mask for coefficients to compute
    REAL DRC_IN
    REAL DLC_IN
    REAL DROE_IN ! right outboard elevon angle (rad)
    REAL DRIE_IN ! right inboard elevon angle (rad)
    REAL DLIE_IN ! left inboard elevon angle (rad)
    REAL DLOE_IN ! left outboard elevon angle (rad)
    REAL DR_IN ! rudder angle (rad)
    REAL ALFA_IN ! angle of attack. (rad)
    REAL BETA_IN ! angle of sideslip. (rad)
    REAL V_IN ! airspeed. (m/s)
    REAL M_IN ! Mach number. (-)
    REAL QA_IN ! dynamic pressure. (N/m2)
    REAL P_IN ! roll angular rate. (rad/s)
    REAL Q_IN ! pitch angular rate. (rad/s)
    REAL R_IN ! yaw angular rate. (rad/s)
    REAL ALFAP_IN ! d(ALFA)/dt (rad/s)

```

```

C
C----- OUTPUT VARIABLES ... -----
                                ! element in
                                ! KOEFMASK

C
REAL    CT                      ! ( 1) tangential force coefficient.
REAL    CN                      ! ( 2) normal force coefficient.
REAL    CMY                     ! ( 3) (CPM) pitch moment coefficient.
REAL    CC                      ! ( 4) side force coefficient
REAL    CMX                     ! ( 5) (CRM) roll moment coefficient.
REAL    CMZ                     ! ( 6) (CYM) yaw moment coefficient.

C
REAL    CHEIL                   ! ( 7) left inboard elevon hinge moment
coefficients
REAL    CHEIR                   ! ( 8) right inboard elevon hinge moment
coefficients
REAL    CHEYL                   ! ( 9) left outboard elevon hinge moment
coefficients
REAL    CHEYR                   ! (10) right outboard elevon hinge moment
coefficients
REAL    CHLEIL                  ! (11) left inboard leading-edge flap hinge
moment coefficients
REAL    CHLEIR                  ! (12) right inboard leading-edge flap
hinge moment coefficients
REAL    CHLEYL                  ! (13) left outboard leading-edge flap
hinge moment coefficients
REAL    CHLEYR                  ! (14) right outboard leading-edge flap
hinge moment coefficients
REAL    CHR                     ! (15) rudder hinge moment coefficients
REAL    CHLBR                   ! (16) air brake hinge moment coefficients
REAL    CHNVL                   ! (17) left canard hinge moment
coefficient.
REAL    CHNVR                   ! (18) right canard hinge moment
coefficient.

C
REAL    MEIL
REAL    MEIR
REAL    MEYL
REAL    MEYR
REAL    MR
REAL    MNVL
REAL    MNVR

C
REAL SREF ! Reference area. (m2)
REAL CREF ! Reference chord. ( m)
REAL BREF ! Reference span. ( m)
REAL SEI ! Reference area, inboard elevon. (m2)
REAL CEI ! Reference chord, inboard elevon. ( m)
REAL SEY ! Reference area, outboard elevon. (m2)
REAL CEY ! Reference chord, outboard elevon. ( m)
REAL SLEI ! Reference area, inboard leading-edge flap. (m2)
REAL CLEI ! Reference chord, inboard leading-edge flap. ( m)
REAL SLEY ! Reference area, outboard leading-edge flap. (m2)
REAL CLEY ! Reference chord, outboard leading-edge flap. ( m)
REAL SR ! Reference area, rudder. (m2)
REAL CR ! Reference chord, rudder. ( m)
REAL CLBR ! Reference length, air brake (width of brake). ( m)
REAL SNV ! Reference area, canard. (m2)
REAL CNV ! Reference chord, canard. ( m)

```

```

REAL BNV      ! Reference span, canard.                ( m)
C
SREF = 45.0
CREF = 5.20
BREF = 10.0
SEI  = 1.20
CEI  = 0.95
SEY  = 1.35
CEY  = 0.68
SLEI = 0.45
CLEI = 0.40
SLEY = 0.45
CLEY = 0.35
SR   = 0.80
CR   = 0.60
CLBR = 1.10
SNV  = 3.20
CNV  = 1.30
BNV  = 2.60
C
KOEFMASK(1) = .FALSE.
KOEFMASK(2) = .FALSE.
KOEFMASK(3) = .FALSE.
KOEFMASK(4) = .FALSE.
KOEFMASK(5) = .FALSE.
KOEFMASK(6) = .FALSE.
KOEFMASK(7) = .TRUE.
KOEFMASK(8) = .TRUE.
KOEFMASK(9) = .TRUE.
KOEFMASK(10) = .TRUE.
KOEFMASK(11) = .FALSE.
KOEFMASK(12) = .FALSE.
KOEFMASK(13) = .FALSE.
KOEFMASK(14) = .FALSE.
KOEFMASK(15) = .TRUE.
KOEFMASK(16) = .FALSE.
KOEFMASK(17) = .TRUE.
KOEFMASK(18) = .TRUE.
C
CALL AERODATA (
&   KOEFMASK           ! choosen coefficients to calculate
&   , DRC_IN           ! right canard angle                (rad)
&   , DLC_IN           ! left canard angle                (rad)
&   , DROE_IN          ! right outboard elevon angle     (rad)
&   , DRIE_IN          ! right inboard elevon angle     (rad)
&   , DLIE_IN          ! left inboard elevon angle      (rad)
&   , DLOE_IN          ! left outboard elevon angle     (rad)
&   , DR_IN            ! rudder angle                    (rad)
&   , 0.0              ! leading-edge flap angle        (rad)
&   , 0.0              ! air brake angle                (rad)
&   , 0.0              ! right canard angular rate      (rad/s)
&   , 0.0              ! left canard angular rate       (rad/s)
&   , 0.0              ! right outboard elevon angular rate (rad/s)
&   , 0.0              ! right inboard elevon angular rate (rad/s)
&   , 0.0              ! left inboard elevon angular rate (rad/s)
&   , 0.0              ! left outboard elevon angular rate (rad/s)
&   , 0.0              ! rudder angular rate           (rad/s)
&   , 0.0              ! leading-edge flap angular rate  (rad/s)
&   , 0.0              ! air brake angular rate         (rad/s)

```

```

&      , 0.0          ! altitude above ground.          (m)
&      , 0.0          ! pressure altitude.              (m)
&      , ALFA_IN      ! angle of attack.                (rad)
&      , BETA_IN      ! angle of sideslip.                (rad)
&      , V_IN         ! airspeed.                    (m/s)
&      , M_IN         ! Mach number.                  (-)
&      , 0.0          ! normal acceleration            ("g")
&      , QA_IN        ! dynamic pressure.              (N/m2)
&      , P_IN         ! roll angular rate.             (rad/s)
&      , Q_IN         ! pitch angular rate.           (rad/s)
&      , R_IN         ! yaw angular rate.             (rad/s)
&      , 0.0          ! d( P )/dt                    (rad/s2)
&      , 0.0          ! d( Q )/dt                    (rad/s2)
&      , ALFAP_IN     ! d(ALFA)/dt                    (rad/s)
&      , 0.0          ! d(BETA)/dt                    (rad/s)
&      , 0.0          ! mass flow ratio.              (-)
&      , 0.0          ! landing gear (=1 L/G extended,=0L/Gretracted).
&      , 0.0          ! nose-wheel door (=0 open,=1 closed)

C
C----- OUTPUT ... -----@OUT
C
&      , CT          ! tangential force coefficient.
&      , CN          ! normal force coefficient.
&      , CMY         ! (CPM) pitch moment coefficient.
&      , CC          ! side force coefficient
&      , CMX         ! (CRM) roll moment coefficient.
&      , CMZ         ! (CYM) yaw moment coefficient.
&      , CHEIL       ! left inboard elevon hinge moment
coefficients
&      , CHEIR       ! right inboard elevon hinge moment
coefficients
&      , CHEYL       ! left outboard elevon hinge moment
coefficients
&      , CHEYR       ! right outboard elevon hinge moment
coefficients
&      , CHLEIL      ! left inboard leading-edge flap hinge
moment coefficients
&      , CHLEIR      ! right inboard leading-edge flap hinge
moment coefficients
&      , CHLEYL      ! left outboard leading-edge flap hinge
moment coefficients
&      , CHLEYR      ! right outboard leading-edge flap hinge
moment coefficients
&      , CHR         ! rudder hinge moment coefficients
&      , CHLBR       ! air brake hinge moment coefficients
&      , CHNVL       ! left canard hinge moment coefficient.
&      , CHNVR       ! right canard hinge moment coefficient.
&      )

C
C
MEIL = QA_IN*SEI*CEI*CHEIL
MEIR = QA_IN*SEI*CEI*CHEIR
MEYL = QA_IN*SEY*CEY*CHEYL
MEYR = QA_IN*SEY*CEY*CHEYR
MR   = QA_IN*SR*CR*CHR
MNVL = QA_IN*(SNV/2)*CNV*CHNVL
MNVR = QA_IN*(SNV/2)*CNV*CHNVR
RETURN
END

```