

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA MARIA
CENTRO DE TECNOLOGIA
CURSO DE GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AEROESPACEIAL

Artur Gustavo Slongo

**MODELAGEM, SIMULAÇÃO E CONTROLE DA AERONAVE F-16
UTILIZANDO A FERRAMENTA SYSTUNE**

Santa Maria, RS

Artur Gustavo Slongo

**MODELAGEM, SIMULAÇÃO E CONTROLE DA AERONAVE F-16 UTILIZANDO A
FERRAMENTA SYSTUNE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

ORIENTADOR: Prof. André Luís da Silva

Santa Maria, RS

Artur Gustavo Slongo

**MODELAGEM, SIMULAÇÃO E CONTROLE DA AERONAVE F-16 UTILIZANDO A
FERRAMENTA SYSTUNE**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal de Santa Maria (UFSM, RS), como requisito parcial para obtenção do grau de **Bacharel em Engenharia Aeroespacial**.

Aprovado em 09 de Dezembro de 2019:

André Luís da Silva, Dr. (UFSM)
(Presidente/Orientador)

João Felipe de Araújo Martos, Dr. (UFSM)

Lucas Vizzotto Bellinaso, Dr. (UFSM)

Santa Maria, RS

DEDICATÓRIA

*Para todas as pessoas que se dizem seres humanos
mas vivem como se não fossem.*

*Para todas as pessoas que são seres humanos
e que lutam para todos serem.*

AGRADECIMENTOS

Gostaria de agradecer primeiramente minha família que sempre me apoiou e esteve ao meu lado.

A minha irmã, que mesmo longe, sempre me impulsionou a ser uma pessoa melhor, tanto social quanto profissional.

Ao meu Mentor Nelson Jorge Schuch por ter me dado tanto apoio profissional e emocional durante toda esta fase da minha vida.

Ao professor André Luís da Silva por ter aceitado me orientar durante este trabalho e ao professor Pedro Paglione pelo grande suporte prestado nesta conquista.

Aproveito também para agradecer as amizades, que estiveram ao meu lado nos últimos anos, alegrando minha vida e me aceitando como sou. Em especial, agradeço os membros dos grupos Senji e L A D A I A.

E a todas as pessoas que fizeram parte direta ou indiretamente nesta conquista.

A educação é a arma mais poderosa que você pode usar para mudar o mundo

(Nelson Mandela)

RESUMO

MODELAGEM, SIMULAÇÃO E CONTROLE DA AERONAVE F-16 UTILIZANDO A FERRAMENTA SYSTUNE

AUTOR: Artur Gustavo Slongo

ORIENTADOR: André Luís da Silva

A recente compra de caças JAS 39 Gripen pelo Governo Federal Brasileiro, para a renovação da frota de aeronaves da Força Aérea Brasileira reforça a necessidade de que conhecimentos relativos a essas áreas devem ser desenvolvidos em solo nacional, tanto para suprir a demanda de profissionais, quanto para abrir a possibilidade de uma independência de tecnologias estrangeiras. Como caças são aeronaves que normalmente possuem características instáveis, devido a requisitos de projeto, diferentes modelos de aeronaves desta mesma classe podem ser utilizadas para desenvolvimento e aplicação de conhecimentos relativos à mecânica de voo de aeronaves instáveis. Neste âmbito, as Qualidades de Voo da aeronave F-16 em malha aberta foram analisadas, para levantamento dos requisitos do sistema de controle que posteriormente foi projetado, visto que os dados da aeronave Gripen são restritos. Como ferramenta de controle, o pacote *SYSTUNE* do MATLAB foi utilizado. Ele permite que, a partir de requisitos de respostas, sistemas de controle sejam projetados, tais como: Pilotos Automáticos (PA), Sistemas de Aumento de Controle (CAS) e Sistemas de Aumento de Estabilidade (SAS). Após a Malha ser fechada com SAS implementado, a aeronave passou a possuir ótimas classificações segundo a escala Cooper-Harper de Qualidade de Voo. Assim, duas simulações não-lineares foram propostas para a aeronave: um Looping com fator de carga e velocidade constantes e uma curva com fator de carga, velocidade, guinada e ângulo de rolamento constantes. Os resultados mostram que, a partir da inserção do controle em malha fechada, além da aeronave se tornar estável, ela passou a receber as melhores notas possíveis na escala Cooper-Harper, o que influenciou diretamente na capacidade da aeronave realizar as manobras.

Palavras-chave: Controle. Simulação. Sistemas Instáveis. Caças. Mecânica de Voo. Qualidade de Voo.

ABSTRACT

F-16 AIRCRAFT MODELING, SIMULATION, AND CONTROL USING THE SYSTUNE TOOL

AUTHOR: Artur Gustavo Slongo

ADVISOR: André Luís da Silva

The recent purchase of JAS 39 Gripen fighters by the Brazilian Federal Government, for the renewal of the Brazilian Air Force's fleet of aircraft, reinforces the need for knowledge in these areas to be developed on national territory, both to meet the demand of professionals, as well as to open the possibility of an independence of foreign technologies. Fighters are typically designed to be unstable systems, so aircraft of the same class and with similar characteristics can be used to develop and apply flight mechanics knowledge. In this context, the Flight Qualities of the open-loop F-16 aircraft were analyzed to survey the requirements of the control system that was subsequently designed, as it was not possible to obtain a model of the Gripen aircraft. As a control tool, the MATLAB *SYSTUNE* package was used. Based on response needs and requirements, it enables control systems to be designed such as: Autopilots (PA), Control Augmentation Systems (CAS) and Stability Augmentation Systems (SAS). After the mesh was closed with the SAS implemented, the aircraft had excellent ratings according to the Cooper-Harper Flight Quality Scale. Thus, two nonlinear simulations were proposed for the aircraft: a Loop, with constant load factor and speed, and a curve with constant load factor, speed, yaw and roll angle. The results show that, since the insertion of the closed-loop control, in addition to the aircraft becoming stable, it received the best possible ratings on the Cooper-Harper scale, which directly influenced the aircraft's ability to perform maneuvers.

Keywords: Control. Simulation. Unstable Systems. Fighters. Flight Mechanics. Flight Quality

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 – F-16 (<i>Fighting Falcon</i>).	19
Figura 3.2 – Níveis de Qualidade de Voo da Dinâmica Longitudinal.	23
Figura 3.3 – Requisitos dos Modos de Frequência de Período Curto para Fase de Voo.	24
Figura 3.4 – Requisitos de Amortecimento de Período Curto.	25
Figura 3.5 – Requisitos de Razão de Amortecimento de Período Longo.	25
Figura 3.6 – Requisitos de Constante de Tempo para o Rolamento Puro.	25
Figura 3.7 – Requisitos para o Modo Dutch Roll.	26
Figura 3.8 – Requisitos de Constante de Tempo para o Modo Espiral.	26
Figura 3.9 – Malha Básica de Controle para Rastreio.	27
Figura 3.10 – Malha de Controle para CAS de Rastreio de Aceleração Normal.	30
Figura 3.11 – Malha de Controle para PA de Velocidade.	31
Figura 3.12 – Malha de Controle para PA Látero-Direcional.	31
Figura 3.13 – Notação para as superfícies de controle.	33
Figura 4.1 – Movimento da Aeronave.	51
Figura 4.2 – Movimento da Aeronave no Plano Longitudinal e Variação de Altitude.	52
Figura 4.3 – Velocidade da Aeronave e Variação da Manete de Potência.	53
Figura 4.4 – Variação dos Ângulos do SRA, SRC e das Velocidades Angulares da Aeronave.	54
Figura 4.5 – Atuação das Superfícies de Controle Aerodinâmicas e Variação dos Fatores de Carga Durante a Manobra.	56
Figura 4.6 – Atuação do Vento na Aeronave.	57
Figura 4.7 – Movimento da Aeronave.	58
Figura 4.8 – Movimento da Aeronave no Plano Longitudinal e Variação da Altitude.	59
Figura 4.9 – Velocidade da Aeronave.	60
Figura 4.10 – Ângulos do Sistema de Referência do Corpo da Aeronave.	62
Figura 4.11 – Fatores de Carga Durante a Manobra.	63
Figura 4.12 – Atuação do Vento na Aeronave.	64
Figura A.1 – Sistema de Coordenadas Terrestre	69
Figura A.2 – Sistema de Coordenadas do Corpo e Aerodinâmico	71
Figura B.1 – Ângulos de Euler	72
Figura C.1 – Variáveis relacionadas a uma aeronave de corpo rígido	75

LISTA DE TABELAS

Tabela 3.1 – Exemplos de Sistemas de Controle Automáticos Usuais.....	30
Tabela 4.1 – Autovalores da Dinâmica Longitudinal	39
Tabela 4.2 – Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional	40
Tabela 4.3 – Pontos Definidos para Criação de Modelo de Resposta em Frequência..	45
Tabela 4.4 – Autovalores da Dinâmica Longitudinal em Malha Fechada	47
Tabela 4.5 – Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional em Malha Fechada	48

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	12
1.1	PROBLEMA DE PESQUISA	12
1.2	OBJETIVO GERAL	12
1.3	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	12
1.4	MOTIVAÇÃO	13
1.5	METODOLOGIA DE TRABALHO	14
1.6	ESTRUTURA DE CAPÍTULOS	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	16
2.1	PERSPECTIVAS FUTURAS DE ARQUITETURAS DE SISTEMAS DE CONTROLE DE CAÇAS	16
2.2	ARQUITETURAS DE CONTROLE DE CAÇAS	17
2.3	SISTEMAS DE CONTROLE PROJETADOS A PARTIR DE REQUISITOS FÍXOS	18
3	DESENVOLVIMENTO	19
3.1	F-16	19
3.2	MODELAGEM DE UMA AERONAVE DE CORPO RÍGIDO	20
3.2.1	Equações do Movimento de uma Aeronave de Corpo Rígido	21
3.3	QUALIDADE DE VOO	22
3.3.1	Classificação da Aeronave	22
3.3.2	Dinâmica Longitudinal	24
3.3.3	Dinâmica Látero-Direcional	25
3.4	SISTEMA DE CONTROLE	26
3.4.1	SYSTUNE	28
3.4.2	Malhas de Controle da Aeronave	29
3.4.3	Atuadores Aerodinâmicos e Propulsivo	32
4	SIMULAÇÃO E RESULTADOS	34
4.1	CONDIÇÃO DE EQUILÍBRIO	34
4.2	MATRIZES LINEARIZADAS PARA CONDIÇÃO DE CRUZEIRO	35
4.3	MATRIZES A E B COMPLETAS	35
4.4	SEPARAÇÃO DAS DINÂMICAS LONGITUDINAL E LÁTERO-DIRECIONAL	36
4.4.1	Matrizes Linearizadas da Dinâmica Longitudinal	36
4.4.2	Matrizes Linearizadas da Dinâmica Látero-Direcional	37
4.5	AUTOVALORES DA DINÂMICA LINEARIZADA COMPLETA	38
4.6	AUTOVALORES DOS MODOS LONGITUDINAIS E LÁTERO-DIRECIONAIS LINEARIZADOS	39
4.6.1	Autovalores da Dinâmica Longitudinal	39
4.6.2	Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional	40
4.7	QUALIDADES DE VOO DO F-16 MALHA ABERTA	40
4.7.1	Dinâmica Longitudinal	41
4.7.1.1	<i>Conversão da Dinâmica Longitudinal para Escala Cooper-Harper</i>	41
4.7.2	Dinâmica Látero-Direcional	42
4.7.2.1	<i>Conversão da Dinâmica Látero-Direcional para Escala Cooper-Harper</i>	42
4.8	PROJETO DO CONTROLADOR	42
4.8.1	CAS de Fator de Carga	43
4.8.2	PA de Velocidade	44

4.8.3	PA Látero-Direcional	45
4.9	MATRIZ A EM MALHA FECHADA	47
4.9.1	Separação das Dinâmicas Longitudinal e Látero-Direcional em Malha Fechada	47
4.9.2	Análise dos Autovalores em Malha Fechada	47
4.10	QUALIDADES DE VOO DO F-16 EM MALHA FECHADA	48
4.10.1	Dinâmica Longitudinal	48
4.10.2	Dinâmica Látero-Direcional	49
4.11	SIMULAÇÃO NÃO-LINEAR.....	49
4.11.1	Looping com Fator de Carga Fixo	50
4.11.2	Curva com Fator de Carga Fixo	57
5	CONCLUSÃO	65
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	67
	APÊNDICE A – SISTEMAS DE REFERÊNCIA	69
	APÊNDICE B – PARAMETRIZAÇÃO DE ATITUDE.....	72
	APÊNDICE C – EQUAÇÕES DO MOVIMENTO DE UMA AERONAVE DE CORPO RÍGIDO.....	75
	APÊNDICE D – MODELO DE VENTO	83

1 INTRODUÇÃO

1.1 PROBLEMA DE PESQUISA

Durante toda a história da humanidade, o setor militar sempre foi um dos principais pilares de desenvolvimento de novas tecnologias. No setor aeroespacial não é diferente, pois aeronaves de alta performance são desenvolvidas para as mais diversas missões, como por exemplo reconhecimento e combate. No caso dos caças, essa classe de aeronave é desenvolvida para passar por situações extremas em combate aéreo. A necessidade de alta manobrabilidade em situações de combate em alcance visual faz com que tais aeronaves se tornem como sistemas instáveis em malha aberta. Neste sentido, entram os sistemas de controle, a fim de suprir as necessidades de desempenho requisitadas para que os pilotos possam controlar a aeronave.

No cenário atual brasileiro, a compra de aeronaves Gripen para atualização da capacidade da Força Aérea Brasileira (FAB) foi realizada. Como é um sistema onde seus dados são restritos para utilização acadêmica, modelos de outras aeronaves de mesma classe, como o do F-16 são ótimas aproximações de aplicação, pois o conhecimento necessário para se desenvolver os estudos acerca de tais aeronaves podem ser adaptados para aeronaves similares, como o Gripen.

1.2 OBJETIVO GERAL

O objetivo geral do projeto é simular e analisar uma aeronave, cuja dinâmica natural é instável, mais precisamente um caça de combate. Além disso, pretende-se aplicar técnicas modernas de controle em tal sistema, a fim de proporcionar à aeronave a capacidade de realizar determinadas missões, ou seja, transformá-la em uma aeronave estável em malha fechada. Resume-se tais objetivos na capacitação em mecânica de voo, principalmente de aeronaves do tipo caça, em análises de Qualidade de Voo e controle de sistemas instáveis em malha aberta.

1.3 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

Os objetivos específicos do projeto são, inicialmente, o entendimento das características de voo do modelo de aeronave proposto, tanto para a dinâmica Longitudinal quanto

para a Látero-Direcional. Na sequência, objetiva-se entender os sistemas de controle utilizados em aeronaves com tais características.

A partir do estudo do modelo do F-16, propõe-se a simulação da dinâmica da aeronave, realizando avaliações quanto as suas características de Qualidade de Voo. Isso será seguido da aplicação de técnicas de controle moderno como, por exemplo, a ferramenta *SYSTUNE* do MATLAB, e projetos de controle automático de voo como *Stability Augmentation System* (SAS), *Control Augmentation System* (CAS) e *Piloto Automático* (PA).

O objetivo final do projeto proposto é realizar a simulação do voo da aeronave, com auxílio do compensador, em uma missão previamente determinada. A partir disso, avaliar-se-á os resultados obtidos pela aeronave, verificando se o sistema de controle projetado atendeu as necessidades de manuseio do piloto.

1.4 MOTIVAÇÃO

No final de 2013, o Governo Federal Brasileiro anunciou a compra de 36 aeronaves Gripen para a FAB, sendo que o contrato de compra foi formalmente assinado em outubro de 2014. Tal aeronave é produzida pela *Svenska Aeroplan AB* (SAAB), empresa aeroespacial Sueca.

Uma característica importante desta compra foi o acordo da transferência de tecnologia entre a SAAB e o Brasil. Assim, engenheiros brasileiros estão trabalhando diretamente no projeto de desenvolvimento das aeronaves Gripen que serão utilizadas pela FAB, e também, engenheiros suecos se encontram no Brasil trabalhando no Centro de Projetos e Desenvolvimento do Gripen (GDDN).

Este acordo se mostra uma grande oportunidade para Engenheiros Aeroespaciais brasileiros, tanto no sentido da compra de aeronaves militares de geração 4+ (de tecnologia extremamente avançada), mas como também no grande mercado de trabalho que está se desenvolvendo ao redor do projeto desta aeronave. A partir da transferência de tecnologia, todo um mercado de suprimentos ao Gripen deverá se desenvolver no Brasil.

Analizando o cenário atual brasileiro, o Gripen é um grande expoente no futuro do setor Aeroespacial. Sendo um sistema instável em malha aberta, a sua simulação e aplicação de técnicas de controle moderno se mostram extremamente importantes.

Os dados reais da aeronave Gripen são sensíveis, ou seja, em se tratando de uma aeronave militar, existe sigilo para estudo da mesma. Pode-se assim, utilizar outros modelos de aeronaves, visto que os conhecimentos de controle e mecânica de voo de tais padrões de aeronaves são universais, podendo ser adaptados para o sistema do Gripen, ou de outros similares.

1.5 METODOLOGIA DE TRABALHO

A primeira etapa do projeto consiste em uma revisão bibliográfica da teoria de mecânica de voo de aeronaves, com foco principalmente em aeronaves instáveis. Seguindo, a partir disso, para uma revisão bibliográfica sobre tópicos de controle de tais aeronaves.

A segunda etapa é o estudo da mecânica de voo da aeronave a ser simulada, para uma determinada fase de voo, levando em consideração as características e configuração da aeronave, além do seu funcionamento.

A terceira etapa consiste em testes iniciais com o modelo do F-16, tanto para a dinâmica Longitudinal como para a dinâmica Látero-Direcional. Analisando a característica dos seus modos e qualidade de voo, traçando assim requisitos para o sistema de controle. Nesta etapa, serão analisadas as Qualidades de Voo da aeronave em malha aberta segundo a escala Cooper-Harper.

Na quarta etapa do projeto, serão realizadas simulações iniciais da aeronave, não levando em consideração técnicas de controle. Analisando as características de resposta da mesma durante a fase de voo que se encontra, sob perturbações, ações de rajadas e em manobra.

Na etapa final do projeto, serão implementadas técnicas de controle no sistema, tanto para a sua dinâmica Longitudinal quanto para a Látero-Direcional. Isso é feito para que o sistema possa manter a missão proposta, dentro das limitações dos pilotos e independente de ações externas. O *SYSTUNE* será utilizado como ferramenta para desenvolvimento dos controladores necessários para o trabalho. Na sequência, novamente serão levantadas as Qualidades de Voo da aeronave, mas em malha aechada, e missões serão simuladas para testar o controle projetado.

Serão utilizados os softwares MATLAB e Wolfram Mathematica durante a realização do projeto, respectivamente, para realização das etapas de simulação e controle e na modelagem do sistema.

1.6 ESTRUTURA DE CAPÍTULOS

O trabalho desenvolvido foi estruturado basicamente em Introdução, Revisão Bibliográfica, Desenvolvimento, Simulação e Resultados e Conclusão. Na introdução é repassado o assunto do trabalho, explicando suas intenções e enfatizando a importância dessa pesquisa.

A revisão bibliográfica tem como objetivo situar o trabalho, a fim de detalhar o que esta sendo desenvolvido na área estudada (Estado da Arte). O desenvolvimento detalha todo embasamento teórico utilizado para o trabalho. Sistemas de referência, modelagem de aeronaves de corpo rígido, análise de qualidade de voo e as técnicas de controle utili-

zadas são detalhadas.

Resultados da análise de qualidade de voo da aeronave F-16 em malha aberta e fechada são apresentados no capítulo de Simulações e Resultados. Além disso, duas manobras são simuladas e seus resultados apresentados a fim de comprovar o funcionamento do sistema. Ao final, é realizada a Conclusão do trabalho, apresentando possíveis melhorias e o futuro deste trabalho.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Este capítulo tem como objetivo apresentar uma revisão bibliográfica relacionada a Sistemas de Controle aplicados a caças. Na Seção 2.1, os futuros Sistemas de Controle de Caças são brevemente apresentados, descrevendo a perspectiva do ramo industrial e as técnicas de controle que possuem potencial para serem exploradas. Na Seção 2.2, são apresentadas pesquisas relativas a arquiteturas de controle de caças, levando em consideração a relação entre um projeto de controle e a segurança de voo da aeronave, como existem muitas abordagens de projeto, cada escolha deve ser muito bem documentada e analisada quanto à segurança de sua implementação.

2.1 PERSPECTIVAS FUTURAS DE ARQUITETURAS DE SISTEMAS DE CONTROLE DE CAÇAS

As possibilidades de projetos de Sistemas de Controle são praticamente infinitas, devido à grande variedade de técnicas que podem ser implementadas. Na indústria aeronáutica não é diferente, Balas (2003) apresenta a perspectiva da indústria neste ramo, e o que está sendo desenvolvido no Brasil, Europa, Rússia e Estados Unidos. A tendência para aeronaves militares é a utilização da técnica de Inversão Dinâmica para seus projetos de controle. Ou seja, estas aeronaves estão sendo projetadas, desde o início deste século, utilizando técnicas de controle moderno, e não mais a partir de técnicas de controle clássico, que podem ser estudadas em detalhe em livros como Ogata (2010). Importante ressaltar que, mesmo utilizando outras técnicas, a utilização da análise de controle clássico ainda é muito importante para definição de limites de estabilidade em fases iniciais de desenvolvimento, por exemplo, ou para alocação dos polos do sistema.

Complementar a este estudo, Ahlstrom e Torin (2001) apresenta tendências, do início deste século, de arquiteturas a serem aplicadas a Sistemas de controle de voo (*Flight Control Systems - FCS*) . A arquitetura proposta por este artigo se baseia na descentralização do comando, sem existência de um núcleo central. Segundo ela, a aplicação de tal técnica minimiza a necessidade de sistemas de redundância, diminuindo assim a quantidade de Hardware embarcado em uma aeronave. Esta característica se adapta muito bem a aeronaves de alta performance, pois qualquer redução de peso induz a um melhor desempenho da mesma. Ahlstrom e Torin (2002) expande seu estudo para o gerenciamento de redundâncias de sistemas de controle descentralizados, a partir do posicionamento de nós de comunicação e controle nos próprios atuadores.

2.2 ARQUITETURAS DE CONTROLE DE CAÇAS

Aeronaves modernas de alta performance acabam por possuir características de voo naturalmente instáveis (MENON, 2007) ou com reduzida estabilidade natural devido a requisitos de projeto. Desta maneira, como a segurança do sistema depende de um Sistema de Controle, deve ser provado que este realiza todas suas funções corretamente e por todo o envelope de voo da aeronave. Para que isso seja realizado, inúmeros critérios devem ser atendidos, e conforme tais critérios são analisados, restrições de voo são estabelecidas. Estes critérios abrangem estabilidade linear, não linear e inúmeros requisitos de pilotagem que levam em consideração outros inúmeros parâmetros de voo, como: Variação de massa e inércia, posição do Centro de Gravidade, tolerâncias aerodinâmicas, modos de falha estrutural, etc.

Ainda tratando dos requisitos de segurança de voo para aeronaves de alta performance, novas superfícies de controle estão sendo desenvolvidas, com inúmeros propósitos (ZHANG et al., 2007). Neste caso, ocorre a implementação de Realocação na estrutura de controle, a fim de, na existência de falhas ou ocasionais danos nas superfícies de controle primárias, suas funções são distribuídas entre as superfícies auxiliares, ou serem realizadas por uma combinação de outras superfícies. Além disso, Zhang (2008) ampliou sua pesquisa utilizando outros métodos de realocação de controle, como o pseudo-inverso, comparando sua atuação com o Sistema de Controle Aumentado já implementado no Modelo ADMIRE, sendo este um modelo virtual completo de uma aeronave, que possui 11 atuadores e que esteve disponível para uso educacional há alguns anos, quando parou de ser atualizado. Outro trabalho que utilizou o Modelo ADMIRE teve como objetivo estudar a implementação de técnicas Anti-windup, a fim de evitar o efeito Windup do integrador no sistema (QUEINNEC, 2006).

Outra linha de estudo relativo a sistemas de controle aplicados a aeronaves de alta performance são sistemas de controle tolerantes a falha. Segundo Alwi e Edwards (2007), a combinação de *Sliding Mode Control* (SMC) com modelos de referência tem atraído a atenção de pesquisadores no projeto desta classe de aeronave, devido às características robustas do SMC se complementarem bem com a possibilidade de redistribuição dos sinais de controle pelo sistema, a partir de redundância de atuadores. Dentro da linha de pesquisa de sistemas de controle Tolerantes a Falha, Kale e Chipperfield (2003) propõem a formulação de controle preditivo por modelo (MPC). Esta técnica, resumidamente, encontra otimizações a cada instante de amostragem, para alcançar comandos e objetivos de controle, sujeito a restrições de estados e de rastreio. A vantagem da utilização do MPC é que ele pode simplificar o Hardware de sistemas tolerantes a falha, substituindo em grande parte a abordagem convencional, que soluciona eventuais falhas a partir da adição de redundâncias físicas. Esta abordagem agrupa reduzido custo, complexidade e peso, por exemplo. Outra aplicação de MPC é encontrada no artigo de Keviczky e Balas (2006),

onde diferentes abordagens de modelos preditivos foram utilizadas e comparadas, reforçando o potencial desta técnica como ferramenta de um sistema de controle tolerante a falhas. Além disso, o ramo de controle adaptativo vem recebendo muitos estudos a fim de explorar o seu potencial de melhoria de sistemas tolerantes a falha. Segundo Ahmed-Zaid et al. (1991), sistemas de controle aumentados, com implementação de controle adaptativo, possuem a capacidade de aprender e se adaptar a bruscas variações da dinâmica da aeronave ocasionadas por falhas nas superfícies de controle.

Como as aeronaves desta classe são pilotadas, o projeto de controle também deve levar em consideração as habilidades dos pilotos, ou seja, que as características de voo resultante sejam condizentes com as habilidades dos pilotos. Dessa maneira, o estudo das Qualidades de Voo destas é muito importante para o projeto do controlador, pois ele deve ser dimensionado para satisfazer as necessidades de manuseio do piloto. A partir de um projeto de controle assertivo, boas qualidades de voo podem ser alcançadas. Para atingir este objetivo, existem métodos de comparação entre o projeto do Sistema de Controle com as Qualidades de Voo desejadas (BALAS; HODGKINSON, 2009), sendo que novamente é citado que a utilização da técnica de Inversão Dinâmica é uma das mais aplicadas dentro do ramo industrial. Além disso, para se caracterizar um bom projeto, mais de uma técnica deve ser utilizada, a fim de comparar resultados de Qualidades de Voo através de diferentes métodos de classificação.

2.3 SISTEMAS DE CONTROLE PROJETADOS A PARTIR DE REQUISITOS FIXOS

A utilização da ferramenta *SYSTUNE* é muito recente, pois foi desenvolvido nesta década. Assim, seu potencial está sendo explorado por pesquisadores de diversas áreas. Segundo Feyel (2016), esta ferramenta permite ajustar controladores de estrutura fixa em relação a critérios predefinidos, como: respostas a degrais unitários, ganho de funções de transferência em malha fechada, estabilidade, etc. sendo que exemplos mostram sua eficiência.

Já, segundo Apkarian (2013), esta ferramenta é uma extensão de sistemas *HINFSC-TRUCT* (Robust Control Toolbox do MATLAB), que mantém a flexibilidade de projeto e a simplicidade, mas é adaptado para lidar com vários modelos e requisitos. Estas características vem a agregar em projetos complexos de controle, pois esta ferramenta possibilita que necessidades e requisitos sejam explícitos em forma de restrições para o controlador, sendo que a ferramenta tenta encontrar um compensador que consiga atender a tais restrições. Ainda segundo Apkarian (2013), o *SYSTUNE* é uma poderosa ferramenta prática, que amplia a capacidade de engenheiros de controle em encontrar soluções para problemas complexos.

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 F-16

O F-16 (Fig. 3.1), também conhecido como "*Fighting Falcon*", foi desenvolvido para os Estados Unidos e outros inúmeros países pela *General Dynamics Corporation* (GD), que atualmente pertence a *Lockheed Martin Corporation*. Esta aeronave surgiu no ano 1972, por causa de uma demanda por um caça ar-ar de baixa razão peso/custo. A primeira entrega de um modelo ocorreu no ano de 1978, tendo como características principais: ser um caça de superioridade aérea turbojato, monomotor e com um único assento.

Figura 3.1 – F-16 (*Fighting Falcon*).



Fonte: <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/f-16.html>.

Atualmente, com seu grande número de atualizações, esta aeronave se tornou um caça polivalente. Ela desempenha inúmeras missões, pois pode operar em todas as condições meteorológicas e de luminosidade, além de ser capaz de realizar missões ar-ar e ar-terra.

As principais especificações da aeronave, segundo F-16... (2018), se encontram nos itens abaixo:

- Comprimento: 15,027 m;
- Altura: 5,09 m;
- Velocidade Máxima: 1.500 mph (Mach 2+);
- envergadura da Asa: 9,449 m

- Peso Vazio: 9.207 kg;
- Empuxo do Motor: 13.000 kg;
- Máximo Peso Bruto de Decolagem: 21.772 kg;
- Fator de Carga Projetado: 9 g.

Atualmente o programa F-16 conta com 4.588 aeronaves entregues, contabilizando mais de 19 milhões de horas de voo (F-16..., 2018). Até o presente momento foram desenvolvidas 139 versões dessa aeronave com mais de mil atualizações. Existem 4 atualizações para o F-16V Viper em andamento, sendo que será realizada a entrega de mais 400 modelos desta versão. Aproximadamente 3000 aeronaves F-16 estão em serviço para 29 países.

Os dados de simulação do F-16, utilizados durante o desenvolvimento deste trabalho, se encontram na forma de uma *Lookup-Table* disponibilizada pelo livro Stevens, Lewis e Johnson (2015). Ou seja, os dados relacionados aos coeficientes aerodinâmicos e a tração da aeronave (não lineares) estão armazenados em forma de uma tabela, onde seus valores principais estão disponíveis e podem ser obtidos a partir da determinação das condições de voo simulada.

3.2 MODELAGEM DE UMA AERONAVE DE CORPO RÍGIDO

Para o correto desenvolvimento das equações do movimento, sistemas de referência convenientes são definidos e escolhidos conforme necessidade do problema, a fim de facilitar a manipulação das equações e o entendimento de suas características. Os sistemas de referência utilizados para esta trabalho são apresentados no Apêndice A.

Além disso, a parametrização de atitude é utilizada para descrever a orientação relativa entre dois sistemas de referência cartesianos. Sendo que a atitude de um sistema de eixos é descrita como a orientação espacial desse em relação a outro sistema de eixos ou, a orientação espacial de um objeto qualquer em relação a um sistema de referência. Tal assunto é melhor detalhado no Apêndice B, onde o método utilizado para realizar a transformação entre sistemas de referência e a sua cinemática são descritas. A sequência de rotações elementares utilizadas neste trabalho foi a usualmente utilizada na aeronáutica (sequência 321), de maneira:

$$C_{321} = C_1(\phi)C_2(\theta)C_3(\psi) \quad (3.1)$$

onde ϕ , θ e ψ são rotações em torno dos eixos x , y e z , respectivamente.

3.2.1 Equações do Movimento de uma Aeronave de Corpo Rígido

A determinação das equações do movimento se faz muito importante para entender e determinar as respostas relacionadas ao sistema analisado. Assim, no Apêndice C, são detalhadas as principais equações da mecânica de voo de uma aeronave de corpo rígido, que possui 3 graus de liberdade de translação e 3 de rotação.

A dinâmica de translação é dada por:

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - qw \\ pv - qu \end{bmatrix} \right) \quad (3.2)$$

A dinâmica de rotação é encontrada a partir de:

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_x + I_{yy} q r - I_{zz} q r}{I_{xx}} \\ \frac{M_y - I_{xx} p r + I_{zz} p r}{I_{yy}} \\ \frac{M_z + I_{xx} p q - I_{yy} p q}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

Já, a cinemáticas de translação (no Sistema de Referência Aerodinâmico) é encontrada pelas equações abaixo:

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = & V \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \phi \cos \psi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi) + \\ & V \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_0 = & V \cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \phi \cos \psi) + \\ & V \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \sin \psi \sin \theta + \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (3.5)$$

$$\dot{H} = V \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - V \sin \beta \sin \phi \cos \theta - V \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta \quad (3.6)$$

E por fim, a cinemática de rotação é dada pelas equações a seguir:

$$\dot{\phi} = p + (q \sin(\phi) + r \cos(\phi)) \tan(\theta) \quad (3.7)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) - r \sin(\phi) \quad (3.8)$$

$$\dot{\psi} = r \cos(\phi) \sec(\theta) + q \sin(\phi) \sec(\theta) \quad (3.9)$$

Além disso, é de suma importância uma precisa análise de forças e momentos atuantes em qualquer sistema analisado, para que se entenda o problema corretamente. No caso de aeronaves, a força resultante é basicamente a soma das contribuições da força gravitacional \mathbf{F}_g , propulsiva \mathbf{F}_p e aerodinâmica \mathbf{F}_A :

$$\mathbf{F}_r = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_A \quad (3.10)$$

E o momento resultante é a soma dos momentos propulsivo e aerodinâmico:

$$\mathbf{M}_r = \mathbf{M}_p + \mathbf{M}_A \quad (3.11)$$

As parcelas dos somatórios de forças e momentos, que atuam na dinâmica da aeronave estão descritos com mais detalhes no Apêndice C.4.

3.3 QUALIDADE DE VOO

A avaliação de qualidade de voo é uma análise importante a ser realizada sobre uma aeronave. Este estudo relaciona as sensações do piloto com o comportamento da aeronave.

Qualquer assunto que leve em consideração o ser humano é muito subjetivo porque depende de inúmeros fatores característicos a cada pessoa. Desta maneira, inúmeros métodos foram criados para tentar avaliar a qualidade de voo da aeronave considerando o ser humano, e o que será abordado neste trabalho é a escala *Cooper-Harper*, desenvolvida em 1969 (COOK, 2011). Este método leva em consideração diversas classes de aeronaves e etapas de voo, tomando como avaliação notas de 1 a 10, sendo que 1 é a melhor.

3.3.1 Classificação da Aeronave

É muito importante que as análises de qualidade de voo sejam realizadas para a classe de aeronave correta e para a missão estipulada. Existem grandes variações entre os limites estipulados para uma aeronave caça de combate se comparado com uma de transporte, ou também, aeronaves do tipo caça necessitam de respostas muito mais rápidas que outros tipos de aeronaves. Assim, a escala *Cooper Harper* analisa as qualidades de voo segundo a classe, fase de voo da aeronave e excelência da aeronave para cumprir sua missão.

Segundo Cook (2011) a classificação por classe é realizada a partir do tamanho e peso da aeronave e segue:

- Classe I: Pequenos e leves;

- Classe II: Peso médio e pequena até média manobrabilidade;
- Classe III: Grandes e pesados com pequena até média manobrabilidade;
- Classe IV: Alta manobrabilidade.

Já as fases de voo a serem analisadas são:

- Categoria A: Não terminal que requer manobras rápidas, rastreio preciso e alto controle da fase de voo;
- Categoria B: Não terminal, que requer manobra gradual, menor precisão de rastreio e controle da fase de voo;
- Categoria C: Terminal que requer manobra gradual e precisão no controle da fase de voo.

E o nível de excelência da aeronave leva em consideração a dificuldade por parte do piloto de completar a missão estipulada e é separada nos três níveis abaixo:

- Nível 1: Qualidades de voo adequadas para a missão;
- Nível 2: Qualidades de voo adequadas para completar a missão, mas aumento da necessidade de trabalho por parte do piloto e degradação na efetividade da missão;
- Nível 3: Qualidades de voo degradadas, mas em um nível que a aeronave consegue ser controlada. Efetividade da missão também degradada e alta necessidade de trabalho do piloto.

Ao final da análise de cada modo de voo da aeronave, que serão descritos a seguir, é realizada a tradução para os níveis de Qualidade de Voo a partir da escala *Cooper-Harper*, os quais são dados pela Tabela da Figura 3.2.

Figura 3.2 – Níveis de Qualidade de Voo da Dinâmica Longitudinal.

Level of flying qualities	Level 1	Level 2	Level 3	Below Level 3						
Cooper-Harper rating scale	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10

Fonte: Cook (2011).

3.3.2 Dinâmica Longitudinal

A análise da dinâmica da aeronave se inicia definindo o fator de carga por ângulo de ataque (n_α), que é dado pela equação:

$$n_\alpha = \frac{V_e}{g \cdot T_{\theta 2}} \quad (3.12)$$

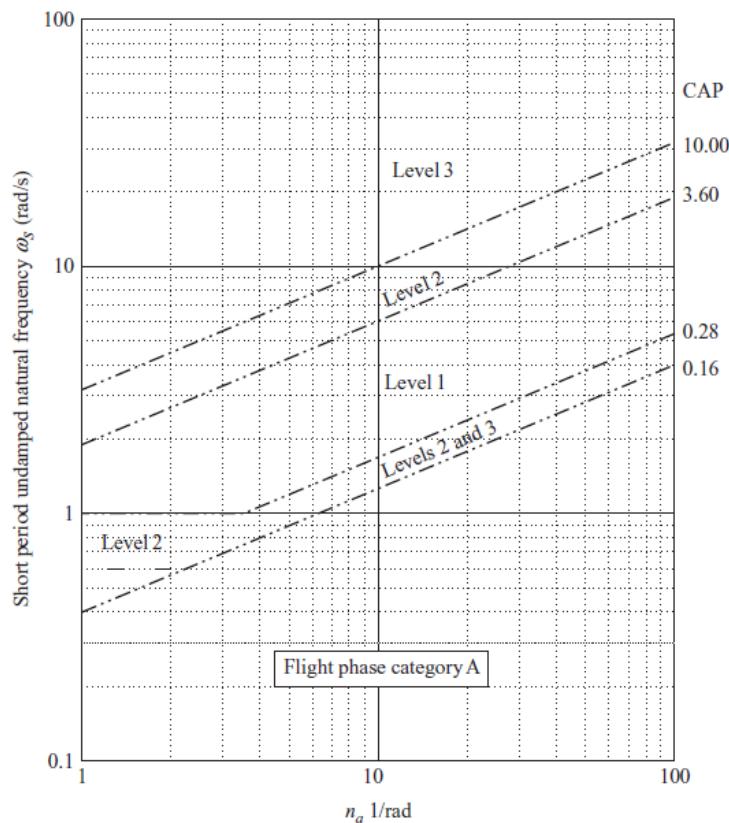
Sendo V_e é a velocidade de equilíbrio, g a aceleração gravitacional e $T_{\theta 2}$ o atraso de incidência. O termo de atraso de incidência pode ser encontrado através da função de transferência $\frac{q}{\delta_e}$, que pode ser escrita como sendo (onde o subscrito "pc" significa período curto):

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{k_q(s - 1/T_{\theta 2})}{s^2 + 2\zeta_{pc}\omega_{pc}s + \omega_{pc}^2} \quad (3.13)$$

O termo de atraso de incidência deve variar entre 0,5 s em voos ao nível do mar e em alta velocidade e 4 s em condição de alta altitude e baixa velocidade (COOK, 2011).

Para o Período Curto, a análise de qualidade de voo é realizada segundo o gráfico da Figura 3.3 e a tabela da Figura 3.4.

Figura 3.3 – Requisitos dos Modos de Frequência de Período Curto para Fase de Voo.



Fonte: Cook (2011).

Figura 3.4 – Requisitos de Amortecimento de Período Curto.

Flight phase	Level 1		Level 2		Level 3
	ζ_s min	ζ_s max	ζ_s min	ζ_s max	ζ_s min
CAT A	0.35	1.30	0.25	2.00	0.10
CAT B	0.30	2.00	0.20	2.00	0.10
CAT C	0.50	1.30	0.35	2.00	0.25

Fonte: Cook (2011).

Para o Período Longo (Modo Fugóide) a tabela a ser analisada se encontra na Figura 3.5, sendo necessário que o amortecimento se encontre abaixo de 10% do amortecimento de Período Curto.

Figura 3.5 – Requisitos de Razão de Amortecimento de Período Longo.

Level of flying qualities	Minimum ζ_p
1	0.04
2	0
3	Unstable, period $T_p > 55$ s

Fonte: Cook (2011).

3.3.3 Dinâmica Látero-Direcional

O nível de qualidade de voo da Dinâmica Látero-Direcional é independente da posição do centro de gravidade e das condições de voo da aeronave, pois ela depende majoritariamente do projeto aerodinâmico.

O modo de Rolamento Puro pode ser analisado pela Tabela da Figura 3.6 e o seu requisito é relacionado a sua constante de tempo (τ_r).

Figura 3.6 – Requisitos de Constante de Tempo para o Rolamento Puro.

Aircraft class	Flight phase category	Maximum value of T_r (seconds)		
		Level 1	Level 2	Level 3
I, IV	A, C	1.0	1.4	—
II, III	A, C	1.4	3.0	—
I, II, III, IV	B	1.4	3.0	—

Fonte: Cook (2011).

No modo de Dutch-Roll são analisadas a Frequência Natural (ω_d), a Razão de Amortecimento (ζ_d) e o produto desses dois termos. Na Figura 3.7 são dados os requisitos para classificação da aeronave:

Figura 3.7 – Requisitos para o Modo Dutch Roll.

Aircraft class	Flight phase	Minimum values							
		Level 1			Level 2			Level 3	
		ζ_d	$\zeta_d\omega_d$	ω_d	ζ_d	$\zeta_d\omega_d$	ω_d	ζ_d	ω_d
I, IV	CAT A	0.19	0.35	1.0	0.02	0.05	0.5	0	0.4
II, III	CAT A	0.19	0.35	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4
All	CAT B	0.08	0.15	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4
I, IV	CAT C	0.08	0.15	1.0	0.02	0.05	0.5	0	0.4
II, III	CAT C	0.08	0.10	0.5	0.02	0.05	0.5	0	0.4

Fonte: Cook (2011).

Qualquer modo espiral estável já é aceitável devido a dinâmica deste modo ser muito lenta, o que não prejudica a pilotagem da aeronave. Assim, este modo é analisado pela Figura 3.8, que nos dá os requisitos de constante de tempo:

Figura 3.8 – Requisitos de Constante de Tempo para o Modo Espiral.

Flight phase category	Minimum value of T_s (seconds)		
	Level 1	Level 2	Level 3
A, C	17.3	11.5	7.2
B	28.9	11.5	7.2

Fonte: Cook (2011).

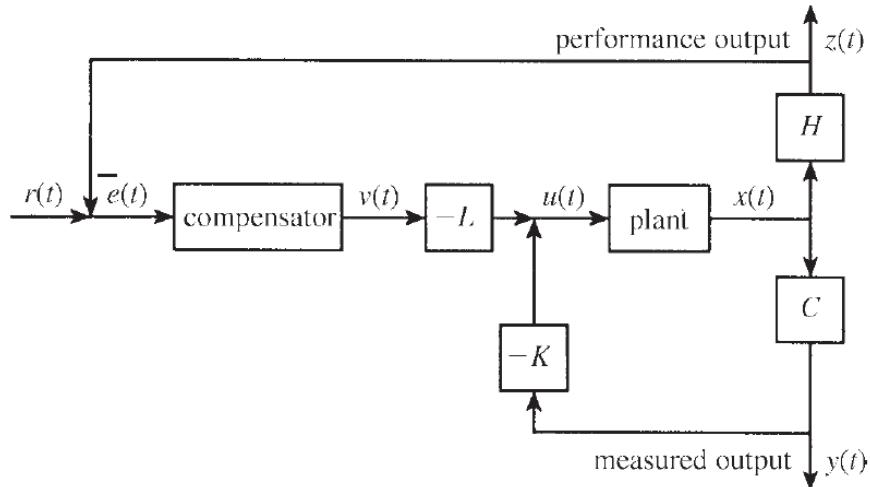
3.4 SISTEMA DE CONTROLE

Os sistemas de controle são aplicados nos mais diversos tipos de sistemas e equipamentos, com finalidades diversas, que se adaptam à necessidade da aplicação. Para aeronaves do tipo caça, o principal interesse é possibilitar ao piloto o controle desse tipo de sistema, que é projetado para ser naturalmente instável. Dessa maneira, são aplicados Sistemas de Aumento de Estabilidade (SAS), Sistemas de Aumento de Controle (CAS) e Pilotos Automáticos (PA).

Nesta seção, serão apresentados os atuadores utilizados para controlar a aeronave F-16, os projetos de controladores empregados, derivados da malha de controle de rastreio

da Figura 3.9, e suas finalidades. Além da ferramenta SYSTUNE que foi utilizada como base para se atingir os requisitos de controle estipulados pela análise de qualidade de voo da aeronave.

Figura 3.9 – Malha Básica de Controle para Rastreio.



Fonte: Stevens, Lewis e Johnson (2015)

Onde $x(t)$ o vetor de estados da planta. K e L são matrizes de ganho, $r(t)$ é o vetor de rastreio, $e(t)$ é o erro, $v(t)$ é a saída do compensador e $u(t)$ a ação de controle.

A formulação matemática para resolução deste tipo de problema, parte de que, as variáveis de medida ($y(t)$), podem ser expressas de forma que:

$$y(t) = C x(t) \quad (3.14)$$

enquanto as variáveis de performance são:

$$z(t) = H x(t) \quad (3.15)$$

Podemos assim definir o erro como sendo:

$$e(t) = r(t) - z(t) \quad (3.16)$$

ou

$$e(t) = r(t) - Hx(t) \quad (3.17)$$

O compensador é definido como sendo:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{w}} &= \mathbf{F}\mathbf{w} + \mathbf{G}\mathbf{e} \\ \mathbf{v} &= \mathbf{D}\mathbf{w} + \mathbf{J}\mathbf{e}\end{aligned}\tag{3.18}$$

sendo que \mathbf{w} e \mathbf{v} são respectivamente os vetores de estado e saída do compensador. E a dinâmica da planta pode ser modelada por:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}\mathbf{x}\end{aligned}\tag{3.19}$$

E a ação de controle, $\mathbf{u}(t)$, é dada por:

$$\mathbf{u}(t) = -\mathbf{K}_y\mathbf{y} + \mathbf{K}_v\mathbf{v}\tag{3.20}$$

3.4.1 SYSTUNE

O *SYSTUNE* é uma ferramenta poderosa de projeto de controle moderno, disponível para o *MATLAB*, e que pode ser considerada uma extensão do *HINFSTRUCT* (H_∞ tuning of fixed-structure controllers). Se encontra disponível no *Toolbox* de sistemas de controles robustos do *MATLAB* com versões superiores a 4.2.

A grande vantagem do *SYSTUNE* é o complexo algoritmo de otimização que possibilita delimitar restrições Flexíveis (*Soft*) e Rígidas (*Hard*) de controle. Isso resulta em uma otimização complexa a partir dos requisitos de forma (SYSTUNE, 2016):

$$\begin{aligned}\text{minimizar } & \max_i f_i(\mathbf{x}) \text{ sujeito à } \max_j g_j(\mathbf{x}) < 1, \\ & \text{para } \mathbf{x}_{min} < \mathbf{x} < \mathbf{x}_{max}\end{aligned}\tag{3.21}$$

Onde \mathbf{x} é o vetor de parâmetros ajustáveis, $f_i(\mathbf{x})$ e $g_j(\mathbf{x})$ são as conversões das restrições (*Soft*(i) e *Hard*(j)) em valores normalizados e \mathbf{x}_{min} e \mathbf{x}_{max} , sendo eles os valores mínimo e máximo dos parâmetros do sistema de controle.

A partir da delimitação de requisitos flexíveis e rígidos, o algoritmo otimiza o problema pela solução sequencial de subproblemas do tipo (sem a implementação de restrições):

$$\min_{\mathbf{x}} \max(\alpha f(\mathbf{x}), g(\mathbf{x}))\tag{3.22}$$

O parâmetro α é ajustado de maneira que a solução dos subproblemas converja para a solução do problema original, que possui as restrições estabelecidas pelo usuário.

O objetivo principal por trás do *SYSTUNE* (Equação 3.21) pode ser traduzido como: minimização do custo de restrições flexíveis, ao mesmo tempo em que reforça as restrições rígidas como limites do projeto, sendo a estabilidade em malha fechada também considerada. A matemática do *SYSTUNE* é muito complexa e foge do escopo deste trabalho, mas pode ser encontrada de uma maneira detalhada em (APKARIAN; NOLL, 2006) e (APKARIAN; NOLL, 2007).

As restrições são especificadas para o *SYSTUNE* utilizando-se o pacote de *Tuning-Goals* do *MATLAB*. Existem inúmeros tipos de *TuningGoals* com diferentes requisitos de performance, como por exemplo: *TuningGoal.StepTracking* que é utilizado para definir o rastreio a partir de uma entrada degrau; *TuningGoal.Rejection* para rejeição de distúrbios; *TuningGoal.Margins* para definir as margens de fase e ganho, entre outros.

E, a partir disto, a ferramenta retorna as matrizes F , G , D , J de controle - com ganhos K_v já introduzidos nas matrizes D e J - e os ganhos K_y .

3.4.2 Malhas de Controle da Aeronave

Os sistemas de controle automático são utilizados para aumentar a estabilidade da aeronave, reduzir a carga de trabalho do piloto, ou até proporcionar um pouso seguro sob baixa visibilidade. Segundo Stevens, Lewis e Johnson (2015), a capacidade das aeronaves em geral de responder aos controles é determinada pelas velocidades dos modos rotacionais, isso vem a somar com os estudos de qualidade de voo já apresentados, pois se as frequências dos modos tiverem pequenos amortecimentos ou forem instáveis, o piloto encontrará dificuldades durante o ato da pilotagem, sendo assim necessário utilizar sistemas automáticos de controle como auxílio.

O Sistema de Aumento de Estabilidade (SAS - *Stability Augmentation System*) possui como principal finalidade a melhoria das respostas naturais da aeronave, ou seja, melhorar as características relacionadas aos autovalores dos modos de voo (Frequência Natural, Amortecimento e Constante de Tempo). Já os Sistemas de Aumento de Controle (CAS - *Control Augmentation Systems*) são utilizados para controlar os modos de voo e fazer com que o sistema responda de maneira adequada as entradas de comando do piloto, sendo utilizadas arquiteturas de compensadores para tal. E por último, os Pilotos Automáticos (PA), que são utilizados tanto para aliviar a carga de trabalho do piloto na realização das missões, como por exemplo: manutenção de altitude ou velocidade; até pousos automáticos. No último caso citado, a aeronave não precisa de atuação direta do Piloto, sendo que ela realiza as correções devidas a partir das leituras dos sensores.

Além disso, existem duas diferenças principais entre esses tipos de sistemas de

controle. O SAS atua durante todo o voo da aeronave, e os outros dois tipos só entram em atuação a partir da necessidade do piloto. A outra é que no caso de PA's e CAS, existe a reversibilidade dos comandos, ou seja, o piloto possui retorno sensitivo da aeronave e das ações desempenhadas pelo computador, de modo que caso seja decidida por alguma ação automática, os sistemas de controle dos atuadores (Manche, Pedais e Manete) entrarão em movimento. Enquanto isso, o SAS não é reversível. Os Sistemas de controle automáticos mais usuais se encontram na Tabela 3.1.

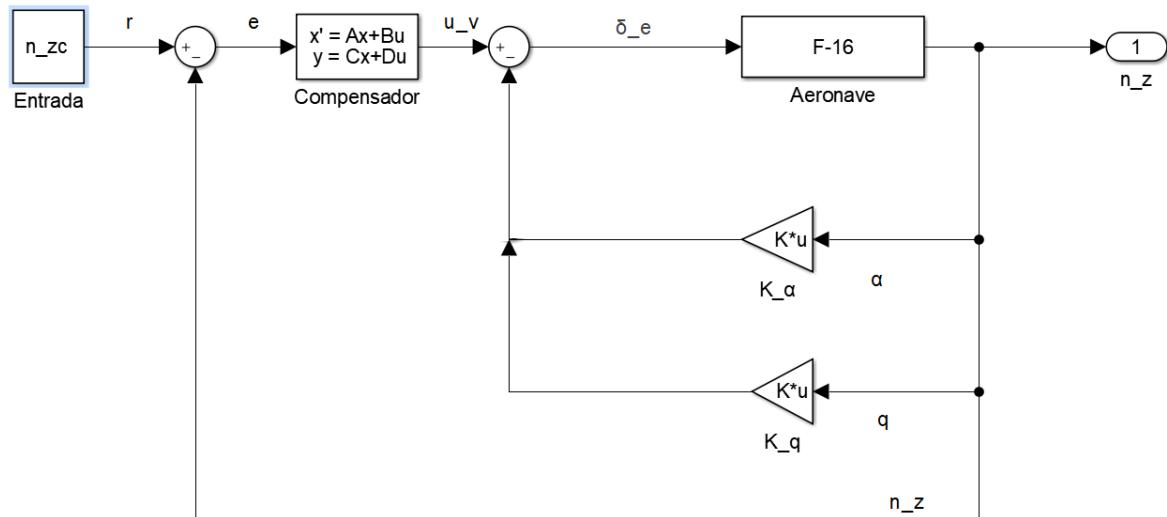
Tabela 3.1 – Exemplos de Sistemas de Controle Automáticos Usuais.

SAS	CAS	PA
<ul style="list-style-type: none"> - Amortecedor de Arfagem - Amortecedor de Guinada - Amortecedor de Rolamento 	<ul style="list-style-type: none"> - Rastreio de Velocidade - Rastreio de Rolamento - Rastreio de Arfagem - Rastreio de Aceleração Normal, Lateral ou Direcional 	<ul style="list-style-type: none"> - PA de Altitude - PA de Velocidade - Pouso Automático - Curva Coordenada

Fonte: Autor.

Para aeronaves do tipo caça, CAS para Rastreios de Aceleração Normal são usualmente aplicados, a fim de disponibilizar ao piloto controle da dinâmica longitudinal da aeronave. A malha de Controle de CAS utilizado para este trabalho se encontra na Figura abaixo.

Figura 3.10 – Malha de Controle para CAS de Rastreio de Aceleração Normal.

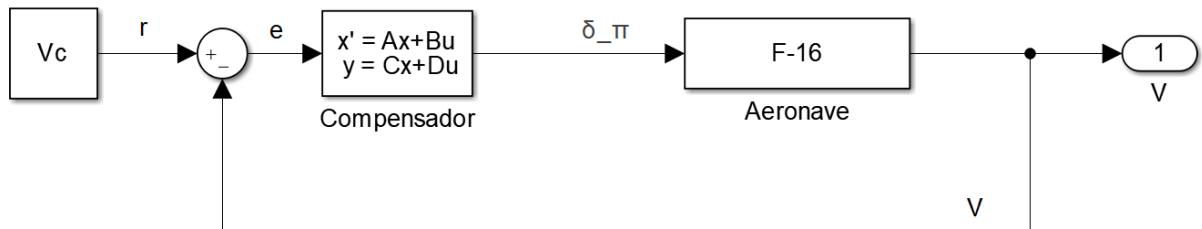


Fonte: Autor.

Pela visualização da Figura 3.10, fica evidente a aplicação de um SAS para Amortecimento de Arfagem, explícito pelas realimentações internas de α e q . As funções principais do SAS já foram citadas, mas para neste tipo de aeronave, sua função principal é

transformar as dinâmicas instáveis da planta em estáveis, sendo projetado para atender requisitos de pilotagem. Além disso é realizada uma realimentação externa de Fator de Carga Normal, para rastreio desta variável. Sendo que δ_e representa a ação de controle enviada para o Profundor (subscrito "e- *Elevator*).

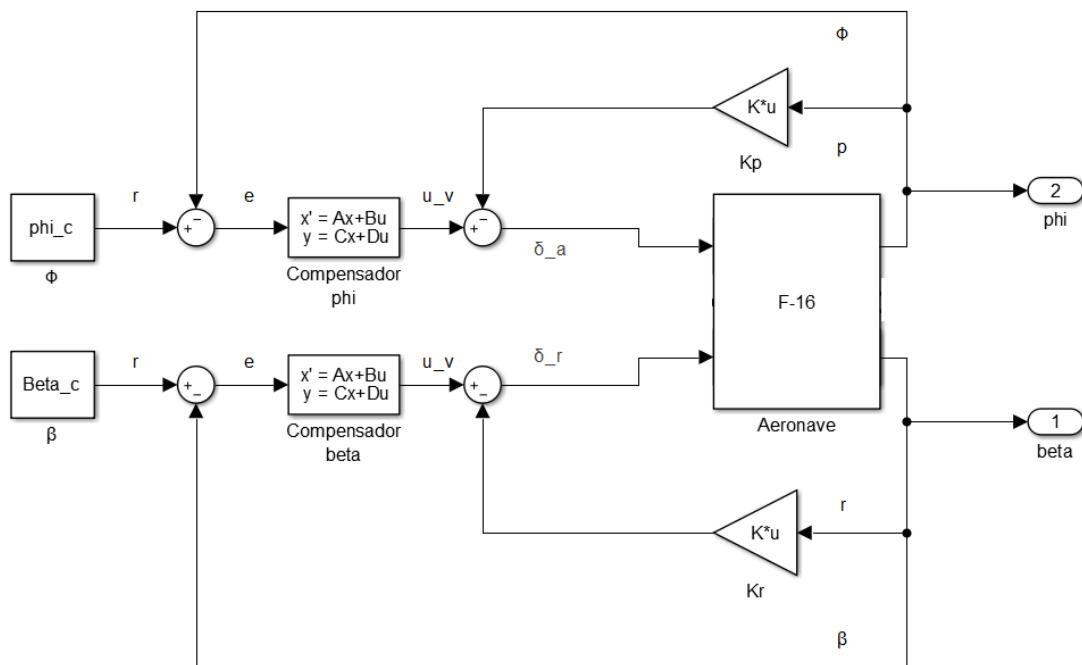
Figura 3.11 – Malha de Controle para PA de Velocidade.



Fonte: Autor.

A Figura 3.11 apresenta a malha de controle aplicada para o Piloto Automático de Velocidade do projeto. Somente uma realimentação externa de velocidade é realizada, a fim de comparar os valores medidos pelos sensores com o valor de Velocidade comandado. A variável δ_π expressa o comando de manete enviado para a planta.

Figura 3.12 – Malha de Controle para PA Látero-Direcional.



Fonte: Autor.

A Figura 3.12 apresenta o PA Látero-Direcional de uma maneira expandida. Pela

visualização das realimentações internas se pode notar a aplicação de SAS para amortecimento de Guinada e de Rolamento. Também são realimentadas externamente as variáveis ϕ e β , sendo que os compensadores delas podem ser projetados com acoplamento ou separadamente. Neste caso, dois sinais de atuadores são dados pelos compensadores, sendo δ_a e δ_r ações de controle enviadas para o aileron e para o leme (subscrito "r- Rudder), respectivamente.

3.4.3 Atuadores Aerodinâmicos e Propulsivo

Os atuadores da Aeronave F-16 são os mesmos que o da aeronave da Figura 3.13 mais o atuador propulsivo. Nos itens abaixo seguem as notações relacionadas a cada um (COOK, 2011), e seus modelos de primeira ordem, utilizados neste trabalho, em função de transferência:

- Aileron: Responsável pelo movimento de rolamento, sendo que o movimento positivo do atuador corresponde ao Aileron direito (*Starboard aileron*) descer e o esquerdo subir (*Port aileron*);

$$F(s) = \frac{1}{0,0495s + 1} \quad (3.23)$$

- Profundor (Elevator): Responsável pelo movimento de arfagem, sendo que o movimento positivo do atuador corresponde a ambos descerem;

$$F(s) = \frac{1}{0,0495s + 1} \quad (3.24)$$

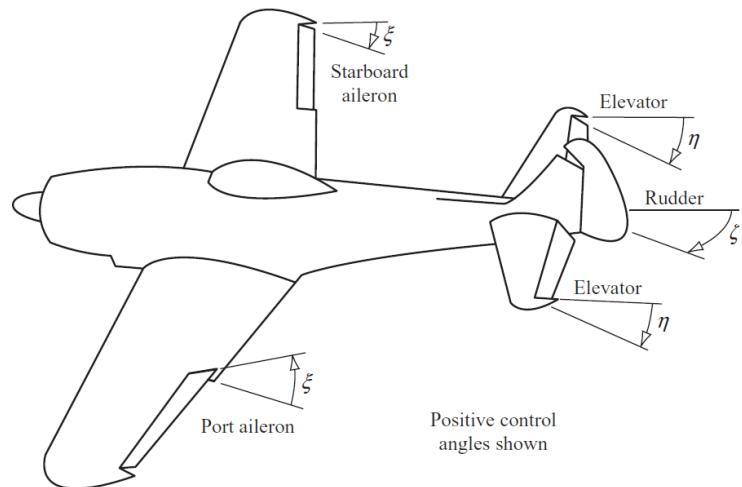
- Leme (Rudder): Responsável pelo movimento de guinada, sendo que o movimento positivo do atuador corresponde a um movimento para a direita;

$$F(s) = \frac{1}{0,0495s + 1} \quad (3.25)$$

- Motor: Responsável pela velocidade da aeronave e é positiva quando realiza um movimento de aceleração;

$$F(s) = \frac{1}{0,25s + 1} \quad (3.26)$$

Figura 3.13 – Notação para as superfícies de controle.



Fonte: Cook (2011).

4 SIMULAÇÃO E RESULTADOS

A condição definida para simulação do voo reto nivelado foi:

- Velocidade de cruzeiro: 200 m/s ;
- Altitude: 5000 m ;
- Velocidade Angular de $\dot{\psi}$: 0° ;
- Ângulo de Derrapagem: 0° ;
- Posição relativa entre o Centro de Gravidade e o Centro Aerodinâmico: 0,35 m ;

4.1 CONDIÇÃO DE EQUILÍBRIO

A partir dos dados iniciais de voo e utilizando as ferramentas previamente apresentadas, foi encontrada a condição e equilíbrio para manutenção destas condições, que é:

- Manete: 14,3 % (7912,86 N);
- Ângulo de Ataque: $1,37^\circ$;
- Ângulo de Atitude Longitudinal: $1,37^\circ$;
- Ângulo de Atitude Lateral: 0° ;
- Ângulo de Deflexão do Profundor: $-1,81^\circ$;
- Ângulo de Deflexão dos Ailerons: 0° ;
- Ângulo de Deflexão do Leme: 0° .

4.2 MATRIZES LINEARIZADAS PARA CONDIÇÃO DE CRUZEIRO

A dinâmica da aeronave está descrita no Sistema de Referência Aerodinâmico na forma de 12 equações diferenciais. A partir disso, sem grandes perturbações, é possível analisar a dinâmica linearizada da aeronave. Os 12 estados da aeronave se encontram no vetor de variáveis de estado abaixo:

$$\begin{bmatrix} V & \alpha & \theta & q & H & \beta & \phi & p & r & \psi & x_0 & y_0 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

O vetor de controle é dado pelos atuadores, que são a Manete de Potência, Profundores, Ailerons e Leme e são respectivamente descritos conforme:

$$\begin{bmatrix} \pi & \delta_e & \delta_a & \delta_r \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

A partir dos vetores acima definidos, duas matrizes são geradas para a análise. A matriz A , que possui a dinâmica linearizada da aeronave em relação as variáveis de estado, tendo dimensão 12×12 , e a matriz B que possui a dinâmica linearizada em relação aos controles, com dimensão 12×4 .

4.3 MATRIZES A E B COMPLETAS

Para a dinâmica completa linearizada, a matriz A é a seguinte:

$$\begin{bmatrix} V & \alpha & \theta & q & H & \beta & \phi & p & r & \psi & x_0 & y_0 \\ \hline V & -0,0101 & 6,9001 & -9,8066 & -0,0207 & 0,0001 & 0,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \alpha & -0,0005 & -0,8839 & -0,0000 & 0,9403 & 0,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \theta & 0 & 0 & 0 & 1,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,0000 & 0 & 0 \\ q & -0,0000 & 0,9134 & 0 & -0,8489 & 0,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ H & 0,0000 & -200,0000 & 200,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \beta & 0,0000 & 0 & 0,0000 & 0 & -0,0000 & -0,2529 & 0,0490 & 0,0235 & -0,9956 & 0 & 0 \\ \phi & 0 & 0 & 0 & -0,0000 & 0 & 0 & 0 & 1,0000 & 0,0239 & 0 & 0 \\ p & 0,0000 & -0,0000 & 0 & 0 & -0,0000 & -33,5563 & 0 & -2,7659 & 0,4717 & 0 & 0 \\ r & -0,0000 & -0,0000 & 0 & 0 & 0,0000 & 12,6220 & 0 & -0,0239 & -0,3667 & 0 & 0 \\ \psi & 0 & 0 & 0 & -0,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1,0003 & 0 & 0 \\ x_0 & 1,0000 & 0 & -0,0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ y_0 & 0,0000 & 0,0000 & 0 & 0 & 0 & 200,0000 & -4,7801 & 0 & 0 & 200,0000 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

Como as colunas 11 e 12 da matriz A são zeros, os estados x_0 e y_0 são ignoráveis.

A matriz B também é encontrada e é dada por:

$$\left[\begin{array}{c|cccc} & \pi & \delta_e & \delta_a & \delta_r \\ \hline V & 2,9753 & -0,0124 & 0 & 0 \\ \alpha & -0,0004 & -0,0961 & 0 & 0 \\ \theta & 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & 0 & -11,3522 & 0 & 0 \\ H & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \beta & 0 & 0 & 0,0133 & 0,0363 \\ \phi & 0 & 0 & 0 & 0 \\ p & 0 & 0 & -43,0581 & 7,1706 \\ r & 0 & 0 & -2,0882 & -3,4572 \\ \psi_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ x_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ y_0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{array} \right] \quad (4.4)$$

4.4 SEPARAÇÃO DAS DINÂMICAS LONGITUDINAL E LÁTERO-DIRECIONAL

A partir da visualização das matrizes linearizadas completas, é possível perceber um desacoplamento dos modos Longitudinal e Látero-Direcional, ou seja, uma baixa dependência entre esses modos. Isso possibilita que as dinâmicas relacionadas a esses modos sejam analisadas separadamente, o que facilita o entendimento e percepção da relação de entradas e saídas.

4.4.1 Matrizes Linearizadas da Dinâmica Longitudinal

Para a dinâmica Longitudinal, os estados de interesse são a velocidade V , os ângulos α e θ , a velocidade angular q e a altitude H . Sendo correspondentes aos cinco primeiros estados e linhas das matrizes 4.3 e 4.4, dessa forma as linhas de 6 até 12 podem ser removidas. E como as colunas que correspondem às linhas removidas são valores praticamente desprezíveis, elas também são removidas. Assim a matriz A_{Long} é:

$$\left[\begin{array}{c|ccccc} & V & \alpha & \theta & q & H \\ \hline V & -0,0101 & 6,9001 & -9,8066 & -0,0207 & 0,0001 \\ \alpha & -0,0005 & -0,8839 & -0,0000 & 0,9403 & 0,0000 \\ \theta & 0 & 0 & 0 & 1,0000 & 0 \\ q & -0,0000 & 0,9134 & 0 & -0,8489 & 0,0000 \\ H & 0,0000 & -200,0000 & 200,0000 & 0 & 0 \end{array} \right] \quad (4.5)$$

A obtenção da matriz B da dinâmica Longitudinal ocorre da mesma maneira, são removidas as linhas 6 até a 12. Mas para o caso das colunas, são removidas as que

correspondem a influências do Aileron e Leme, respectivamente colunas 3 e 4, pois não interferem na dinâmica Longitudinal de um voo reto nivelado. A matriz B_{Long} obtida então é:

$$\left[\begin{array}{c|cc} & \pi & \delta_e \\ \hline V & 2,9753 & -0,0124 \\ \alpha & -0,0004 & -0,0961 \\ \theta & 0 & 0 \\ q & 0 & -11,3522 \\ h & 0 & 0 \end{array} \right] \quad (4.6)$$

4.4.2 Matrizes Linearizadas da Dinâmica Látero-Direcional

Para a dinâmica Látero-Direcional, os estados de interesse são os ângulos β , ϕ e ψ e as velocidades angulares p e r , que correspondem aos estados da linha 6 até a 10 das matrizes 4.3 e 4.4. Assim, são removidas as linhas e colunas 1 até a 5 (Estados Longitudinais), 10 e 11 (Estados desprezados). A matriz A_{Lat} se torna então:

$$\left[\begin{array}{c|ccccc} & \beta & \phi & p & r & \psi \\ \hline \beta & -0,2529 & 0,0490 & 0,0235 & -0,9956 & 0 \\ \phi & 0 & 0 & 1,0000 & 0,0239 & 0 \\ p & -33,5563 & 0 & -2,7659 & 0,4717 & 0 \\ r & 12,6220 & 0 & -0,0239 & -0,3667 & 0 \\ \psi & 0 & 0 & 0 & 1,0003 & 0 \end{array} \right] \quad (4.7)$$

A obtenção da matriz B da dinâmica Látero-Direcional segue o mesmo padrão anterior, mantém-se as linhas de interesse (6 até 10) e as colunas de interesse que correspondem aos atuadores Aileron e Leme, respectivamente, 3 e 4. A matriz B_{Lat} para o caso estudado é:

$$\left[\begin{array}{c|cc} & \delta_a & \delta_r \\ \hline \beta & 0,0133 & 0,0363 \\ \phi & 0 & 0 \\ p & -43,0581 & 7,1706 \\ r & -2,0882 & -3,4572 \\ \psi & 0 & 0 \end{array} \right] \quad (4.8)$$

4.5 AUTOVALORES DA DINÂMICA LINEARIZADA COMPLETA

Os autovalores da dinâmica linearizada completa são ferramentas muito utilizadas para analisar os critérios de estabilidade, amortecimento e constante de tempo. Os autovalores da matriz A são:

$$\begin{aligned}
 & 0,0000 + 0,0000i \\
 & 0,0000 + 0,0000i \\
 & 0,0000 + 0,0000i \\
 & -1,7930 + 0,0000i \\
 & -2,7799 + 0,0000i \\
 & 0,1547 + 0,0000i \\
 & -0,0520 + 0,1287i \\
 & -0,0520 - 0,1287i \\
 & -0,0007 + 0,0000i \\
 & -0,0072 + 0,0000i \\
 & -0,2992 + 3,6600i \\
 & -0,2992 - 3,6600i
 \end{aligned} \tag{4.9}$$

Os autovalores que possuem parte real negativa indicam que a dinâmica do sistema correspondente a ele é estável, porque a amplitude de oscilação diminui com o tempo. No ponto de equilíbrio simulado, um autovalor relacionado ao período curto possui parte real positiva, o que significa que a aeronave possui esta dinâmica instável nestas condições. Já autovalores que possuem parte imaginária diferente de zero possuem respostas oscilatórias.

Pelos autovalores também é possível encontrar a frequência natural de oscilação (ω_n) e o amortecimento (ζ). A frequência natural de oscilação é encontrada por:

$$\omega_n = \sqrt{\sigma^2 + \gamma^2} \tag{4.10}$$

Sendo σ é a parte real do autovalor e γ parte imaginária. O fator de amortecimento é dado por:

$$\zeta = \frac{\sigma}{\sigma^2 + \gamma^2} \tag{4.11}$$

4.6 AUTOVALORES DOS MODOS LONGITUDINAIS E LÁTERO-DIRECIONAIS LINEARIZADOS

Da mesma maneira que foi realizada a extração dos autovalores das matrizes linearizadas A e B completas, pode-se também fazer para as matrizes reduzidas das dinâmicas Longitudinal e Látero-Direcional, o que permite uma análise mais detalhada dos modos de voo que caracterizam a qualidade de voo de uma aeronave.

4.6.1 Autovalores da Dinâmica Longitudinal

Para a dinâmica Longitudinal, os autovalores são extraídos da Matriz 4.5, e suas características principais, são dadas de acordo com a Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Autovalores da Dinâmica Longitudinal

Autovalor	Amortecimento	Frequência Natural (rad/s)	Constante de tempo (s)
$-0,0007 + 0,0000i$	1	0,000652	1530
$-0,0520 + 0,1287i$	0,375	0,139	19,2
$-0,0520 - 0,1287i$	0,375	0,139	19,2
$0,1547 + 0,0000i$	-1	0,155	-6,46
$-1,7930 + 0,0000i$	1	1,79	0,558

Fonte: Autor.

A primeira análise a ser feita quanto aos autovalores da dinâmica Longitudinal é a separação dos modos de voo. A partir das constantes de tempo, podemos ver que os autovalores correspondentes ao modo de período curto são $0,1547$ e $-1,7930$. Como esperado, por se tratar de uma aeronave do tipo caça, existe um autovalor real positivo, ou seja, instável. Esta característica faz com que este tipo de aeronave possua maior manobrabilidade (respostas rápidas), caso este modo seja controlado artificialmente. Este autovalor também é não oscilatório, o que também se adéqua a necessidade de resposta rápida desse tipo de aeronave. O outro valor segue as mesmas características, mas é estável e com forte amortecimento.

Os autovalores de período longo são: $-0,0520 \pm 0,1287i$ e $-0,0007$. O primeiro é um autovalor conjugado oscilatório, de baixo amortecimento, possui como característica ser estável, mas próximo de zero. O outro autovalor é estável, mas muito próximo do limiar de se tornar instável, além disso podemos ver que sua constante de tempo é extremamente alta.

4.6.2 Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional

Para a dinâmica Látero-Direcional, os autovalores são extraídos da Matriz 4.7, e suas características principais, são dadas de acordo com a Tabela 4.2.

Tabela 4.2 – Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional

Autovalor	Amortecimento	Frequência Natural (rad/s)	Constante de tempo (s)
0,0000 + 0,0000i	-1	0	∞
-0,0072 + 0,0000i	1	0,00719	139
-2,7799 + 0,0000i	1	2,78	0,36
-0,2992 + 3,66i	0,0815	3,67	3,34
-0,2992 - 3,66i	0,0815	3,67	3,34

Fonte: Autor.

O modo de Dutch-Roll pode ser identificado pela característica de ser normalmente um autovalor conjugado, sendo então $-0,2992 \pm 3,66i$. É um modo oscilatório, estável e com baixo amortecimento.

O modo de Rolamento Puro possui característica de ser uma resposta rápida, ou seja, baixa constante de tempo, o que nos leva a saber que o autovalor correspondente a este modo é -2,7799. As características são: ser fortemente amortecido e não oscilatório.

O autovalor nulo é um integrador na origem. Então encontramos por eliminatória que o modo Espiral corresponde ao autovalor -0,0072. Características deste modo são ser não oscilatório, fracamente amortecido e de alta constante de tempo, o que se confirma pela visualização da Tabela 4.2. Além disso, por possuir valor real negativo, sabemos que este modo é estável, o que normalmente não acontece nas aeronaves, por não ser um requisito decisivo de projeto.

4.7 QUALIDADES DE VOO DO F-16 MALHA ABERTA

O primeiro passo para realizar a análise de qualidade de voo do caça F-16 é classificá-lo segundo suas características e missão a ser simulada. Nesse contexto, a aeronave se enquadra na Classe IV, pois é uma aeronave de alta manobrabilidade. Classificação para modo de voo simulado recai sobre: Classe IV, Fase B, pois será simulado majoritariamente condições de cruzeiro e Nível 1 pois é necessário alta precisão para realizar missões de combate aéreo.

4.7.1 Dinâmica Longitudinal

A função de transferência de período curto que relaciona uma entrada de profundor, com saída velocidade angular q , para o caso simulado, é:

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-11,352(s + 0,8917)}{s^2 + 1,732 - 0,108} \quad (4.12)$$

Podemos assim encontrar o termo de atraso de incidência, que é:

$$T_{\theta 2} = 1,12 \quad (4.13)$$

Este resultado é condizente com o esperado segundo as especificações¹, sendo que a missão a ser simulada é de grande altitude e com uma velocidade de voo média para este tipo de aeronave, que pode atingir velocidade máxima próxima de 600 m/s. Também podemos encontrar o termo de fator de carga por ângulo de ataque, que é ($V_e = 200$ m/s e $g = 9,81$ m/s²):

$$n_{\alpha} = 18,2 \quad (4.14)$$

Como a dinâmica de Período Curto da Aeronave é instável, a análise da Figura 3.3 não é realizada, pois a pilotagem desta aeronave já é classificada como sendo inviável.

Analizando o modo de período curto pela sua característica de amortecimento, encontramos que a aeronave receberia uma nota de Nível 1 para o caso do autovalor estável. Mas como possui autovalor instável, a aeronave já se torna incontrolável longitudinalmente.

Já para o caso do modo Fugóide, o amortecimento não passa pelo requisito de ser 10% do amortecimento de período curto, mas na análise da Figura 3.5 encontramos que este modo da aeronave é de **Nível 1**.

4.7.1.1 Conversão da Dinâmica Longitudinal para Escala Cooper-Harper

De forma resumida, por causa do autovalor positivo de período curto, a aeronave é incontrolável em sua dinâmica Longitudinal, mas desconsiderando-o, a aeronave seria de nível 1 tanto no modo de período curto como de período longo, o que resultaria em uma classificação de **Nível 1, 2 e 3** (Fig. 3.2) da Escala Cooper-Harper. Como os resultados encontrados demonstram que a aeronave é incontrolável para um piloto, sistemas artificiais de controle devem ser aplicados, de acordo com o que já foi apresentado, e a partir disso uma nova análise dos autovalores deve ser realizada.

¹Um valor sugerido é menor que 4s, como apontado na seção 3.3.2.

4.7.2 Dinâmica Látero-Direcional

A dinâmica Látero-Direcional da aeronave é avaliada segundo os três modos de voo. Para o Rolamento puro, a aeronave recai sobre o **Nível 1**, segundo a Figura 3.6. O valor de constante de tempo é muito menor que o requisito para se enquadrar sobre este nível, o que significa um ótimo desempenho da aeronave neste modo.

Para o modo Dutch-Roll, temos que a Frequência Natural é 3,67, o Amortecimento é 0,0815 e o produto desses dois valores é 0,299. Tais valores caracterizam uma aeronave de **Nível 1**, segundo a Figura 3.7.

O último a ser analisado é o Espiral. Como a aeronave é estável neste modo, ela já possui resposta caracterizada como muito boa. Além disso, analisando a Figura 3.8 e comparando com o valor de constante de tempo desse modo encontramos que ela possui classificação de **Nível 1**.

4.7.2.1 Conversão da Dinâmica Látero-Direcional para Escala Cooper-Harper

Como todos os modos Látero-Direcionais estudados são classificados como de nível 1, a tradução para a escala Cooper-Harper resulta em qualidades de voo de **Nível 1, 2 e 3**. O que significa que a aeronave, na sua Dinâmica Látero-Direcional, possui características correspondentes a de uma aeronave que demanda mínima compensação por parte do piloto.

4.8 PROJETO DO CONTROLADOR

A definição dos requisitos de projeto do controlador foi realizada a partir de um método iterativo. Primeiramente a aeronave foi simulada com restrições flexíveis e rígidas genéricas. Sendo que a partir da análise dos resultados obtidos, estas restrições foram sendo melhoradas para se obter respostas Nível 1 segundo a escala Cooper-Harper. Além disso, pequenas variações dos parâmetros foram testadas levando em consideração simulações não-lineares, onde foram consideradas possíveis saturações de atuadores, tempo de acomodação e sobressinal.

A sequência de projeto utilizado para utilização da ferramenta *SYSTUNE* foi:

- Definição da Malha de Controle a ser otimizada;
- Definição de entradas e saídas da Malha de Controle;
- Escolha da estrutura do compensador (Proporcional Integral (PI), Proporcional Integral Derivativo (PID), Proporcional Derivativo (PD) ,etc);

- Definição dos Requisitos Flexíveis a partir de *TuningGoals*;
- Definição dos Requisitos Rígidos a partir de *TuningGoals*;
- Envio de Parâmetros para o *SYSTUNE*;
- Análise da otimização a partir dos requisitos obtidos;
- Simulação Não-Linear da aeronave e análise dos resultados;
- Caso ambas análises sejam classificadas como satisfatórias:
 - Matrizes F , G , D , J e K_y extraídas;
- Caso contrário, parâmetros dos Requisitos eram modificados e nova simulação era realizada.

podemos ver assim, que os únicos parâmetros que variam neste projeto são a estrutura da Malha de Controle, a estrutura escolhida para o compensador, os *TuningGoals* utilizados como requisitos de projeto e os parâmetros internos aos requisitos.

4.8.1 CAS de Fator de Carga

Seguindo a sequência de projeto definido acima, a malha de controle definida para o CAS de Fator de Carga se encontra na Figura 3.10. A entrada é dada por um fator de carga comandado n_{zc} , a variável realimentada externamente é o fator de carga n_z , as variáveis realimentadas internamente são α e q e a ação de controle é dada por δ_e . Além disso, a estrutura de controlador escolhida foi a PID, pois obteve melhor desempenho durante as iterações realizadas.

Como o objetivo principal do CAS é o rastreio do Fator de Carga desejado pelo piloto, o primeiro requisito proposto é relativo às características de resposta do sistema. Assim, foi delimitado o erro máximo relativo (MATHWORKS, d). Foi definido que o erro máximo não deveria ser maior que o definido pela função de transferência abaixo:

$$MaxError = \frac{(PE)s + \omega_c(DCE)}{s + \omega_c} \quad (4.15)$$

onde a frequência de corte (ω_c) foi definida como sendo $2,5 \text{ rad/s}$, o erro a partir da frequência de corte (PE) sendo 1 e o erro relativo em baixas frequências (DCE) como sendo 0,01. Sendo este requisito classificado como flexível, ou seja, para onde o *SYSTUNE* deveria tentar fazer a resposta convergir.

O segundo requisito de projeto do CAS está relacionado com estabilidade do projeto, definindo limites para as margens de fase e ganho do projeto (MATHWORKS, b).

Assim, foram definidos margens de ganho (18 dB) e Fase (60°), onde a fase inicialmente foi definida como sendo (45°), valor usual para aeronaves do tipo caça segundo Rundqvist e Hillgren (1996), sendo a partir disso testada a estabilidade do sistema até encontrar o valor definido.

A partir de tais requisitos, o *SYSTUNE* retornou as matrizes necessárias para resolver o sistema da Equação 3.18 e 3.20. Abaixo é apresentado o que foi retornado para o CAS projetado²:

$$\mathbf{F}_{CAS} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -4,8518 \end{bmatrix} \quad (4.16)$$

$$\mathbf{G}_{CAS} = \begin{bmatrix} 1 \\ -4,8518 \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

$$\mathbf{D}_{CAS} = \begin{bmatrix} -0,0065 \cdot 10^{-6} & -0,3033 \cdot 10^{-6} \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

$$\mathbf{J}_{CAS} = -0,0639 \quad (4.19)$$

$$\mathbf{K}_{yCAS} = \begin{bmatrix} 0,4688 & -0,5239 \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

4.8.2 PA de Velocidade

O projeto do PA de Velocidade partiu da definição da malha de controle a ser utilizada (Figura 3.11). A malha possui como entrada V_c , como realimentação externa a velocidade da aeronave, e a ação de controle dada por δ_p . Também foi definida que a estrutura do compensador deveria ser PID.

A partir das definições iniciais, parte-se para a definição dos requisitos. Os requisitos flexíveis para o projeto do PA de velocidade estão diretamente relacionados com o tempo de resposta do atuador. Como o motor possui uma resposta mais lenta, como visto por seu Modelo 3.26, o compensador deve ser projetado para atuar em frequências similares a da operação do motor. Para isso, foi delimitado o erro, como no CAS projetado, mas com ω_c sendo 1 rad/s e o máximo erro absoluto 1. Além disso, o *TuningGoal.LoopShape* (MATHWORKS, a) foi utilizado para definir um modelo para a resposta do controlador, onde a definição do modelo partiu da função *frd* do *MATLAB*, que constrói uma resposta a partir de pontos em frequência e sua resposta correspondente em decibéis. Os pontos definidos podem ser visualizados na Tabela 4.3, sendo também delimitada uma porcentagem de

²Lembrando que os ganhos relativos a K_v já são inseridos, pelo *SYSTUNE*, nas matrizes do compensador

variação de 25% para a aproximação deste modelo.

Tabela 4.3 – Pontos Definidos para Criação de Modelo de Resposta em Frequência.

Frequência (rad/s)	Resposta (dB)
0,01	10^2
5	1
100	10^{-4}

Fonte: Autor.

O projeto dos requisitos rígidos está diretamente relacionado com a estabilidade do modelo. A partir do projeto do CAS e da adição dos requisitos flexíveis do PA de Velocidade, a aeronave passava a possuir autovalor real positivo em seu modo Fugóide, o que é indesejado. Para corrigir tal acontecimento, foi definida uma região para acomodação dos polos do modelo, para que eles fossem estáveis (MATHWORKS, c). Para isso, foi definido que o máximo decaimento seria 0,05, sendo $Re(s) < -0,05$ com um amortecimento mínimo de 0,075, sendo $Re(s) < -0,075 |s|$, onde $Re(s)$ é a parte real de um número complexo. Além disso, novamente foram definidas margens de estabilidade para o sistema, com mesmos requisitos que o projeto do CAS.

Abaixo é apresentado os resultados obtidos para o PA de Velocidade projetado ³:

$$\mathbf{F}_{PA_V} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -0,2752 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

$$\mathbf{G}_{PA_V} = \begin{bmatrix} 1 \\ -0,2752 \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

$$\mathbf{D}_{PA_V} = \begin{bmatrix} 0,0255 & -0,1142 \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

$$\mathbf{J}_{PA_V} = 0,384 \quad (4.24)$$

4.8.3 PA Látero-Direcional

Seguindo o padrão de projeto apresentado no inicio desta seção, a malha utilizada para o PA Látero-Direcional pode ser visualizada na Figura 3.12. Esta grande malha pode ser separada em duas menores, uma relativa ao ângulo de rolamento (ϕ) e outra ao ângulo de derrapagem (β). A primeira possui entrada ϕ_c , realimentação interna de p , realimentação externa do ϕ da aeronave e ação de controle δ_a . Já a segunda possui entrada de β_c ,

³Não existe K_y devido a não existência da realimentação interna

realimentação interna de r , realimentação externa do β da aeronave e ação de controle δ_r . A estrutura de compensador escolhida para este projeto foi do tipo PI, devido a outras estruturas promoverem a saturação do Aileron.

Seguindo para o projeto dos requisitos, devido ao desacoplamento das Dinâmicas Longitudinal e Látero-Direcional, explícito na Matriz 4.3, o projeto do PA Látero-Direcional deve ser focado nos seus próprios modos e no acoplamento entre os movimentos de rolagem e guinada. Como o objetivo é rastrear o valor de ϕ rejeitando variações de β , foram definidos como requisitos flexíveis o erro máximo absoluto de rastreio de ϕ com $PE = 0$, $\omega_c = 0,33 \text{ rad/s}$ e $DCE = 0,1$ e além disso, também foi definida uma rejeição de ganho, de maneira que uma entrada ϕ deveria no máximo resultar em um ganho de $0,1 \text{ dB}$ em β .

Para os requisitos rígidos de PA Látero-Direcional, novamente foram estabelecidas margens de estabilidade para o sistema. Para a malha de ϕ , a margem de ganho estipulada foi 33 dB e a de fase foi 60° . Já para a malha de β a margem de ganho estabelecida foi 18 dB e a de fase foi 60° .

A definição dos requisitos rígidos foi a que exigiu maior análise. Como a Qualidade de Voo em Malha Aberta da aeronave já é de Nível 1 em seus modos Látero-Direcionais, era de interesse manter tais características. Como o modo de Rolamento Puro possui resposta muito rápida, o projeto de controle exigia variações em milésimos de segundos do Aileron, o que resultava na saturação do atuador. Conforme se alteravam os requisitos e era diminuída a requisição de resposta do aileron por parte do controlador, o sistema passava a não possuir uma resposta otimizada com relação ao seu β . Ao final, a definição destes requisitos se enquadrou bem às necessidades do trabalho, levando em consideração a não saturação dos atuadores e a sua resposta otimizada.

Abaixo é apresentado o que foi retornado para o PA Látero-Direcional projetado:

$$\mathbf{F}_{PA_{LD}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

$$\mathbf{G}_{PA_{LD}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.26)$$

$$\mathbf{D}_{PA_{LD}} = \begin{bmatrix} -0,483 \cdot 10^{-7} & 0 \\ 0 & -0,2927 \cdot 10^{-7} \end{bmatrix} \quad (4.27)$$

$$\mathbf{J}_{PA_{LD}} = \begin{bmatrix} -0,1458 & 0 \\ 0 & 0,0037 \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

$$\mathbf{K}_{yPA_{LD}} = \begin{bmatrix} 0,0107 & 0 \\ 0 & -0,5207 \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

4.9 MATRIZ A EM MALHA FECHADA

A análise em Malha Fechada é realizada a partir da adição do SAS na dinâmica do sistema, de modo:

$$\mathbf{A}_{MF} = \mathbf{A} - \mathbf{B} \cdot \mathbf{K}_y \cdot \mathbf{C} \quad (4.30)$$

sendo C a matriz de escolha dos estados que são realimentados internamente. A partir disso, os autovalores e suas características são novamente avaliados, da mesma maneira que foram em Malha Aberta.

4.9.1 Separação das Dinâmicas Longitudinal e Látero-Direcional em Malha Fechada

4.9.2 Análise dos Autovalores em Malha Fechada

Os autovalores da Dinâmica Longitudinal em Malha Fechada são apresentados na Tabela 4.4.

Tabela 4.4 – Autovalores da Dinâmica Longitudinal em Malha Fechada

Autovalor	Amortecimento	Frequência Natural (rad/s)	Constante de tempo (s)
-0,000653	1	0,000653	1530
-0,00451 + 0,06458i	0,0697	0,0647	222
-0,00451 - 0,06458i	0,0697	0,0647	222
-1,74 + 2i	0,656	2,66	0,574
-1,74 - 2i	0,656	2,666	0,574

Fonte: Autor.

A partir da adição do SAS projetado ao sistema, todos os autovalores longitudinais se tornaram estáveis, o que era desejado. Os autovalores de Período Curto são $-1,74 \pm 2i$. Enquanto os autovalores de Período Longo são $-0,000653$ e $-0,00451 \pm 0,06458i$, que se encontram no limiar da estabilidade.

E os autovalores da Dinâmica Látero-Direcional de Malha Fechada são apresentados na Tabela 4.5.

Tabela 4.5 – Autovalores da Dinâmica Látero-Direcional em Malha Fechada

Autovalor	Amortecimento	Frequência Natural (rad/s)	Constante de tempo (s)
0,0000 + 0,0000i	-1	0	∞
-0,0297	1	-0,0297	33,7
-2,3	1	2,3	0,435
-1,2 + 3,49i	0,325	3,69	0,835
-1,2 - 3,49i	0,325	3,69	0,835

Fonte: Autor.

Comparando a Tabela 4.5 com a 4.2 vemos que as características principais dos modos se mantiveram, o que era desejado, já que as qualidades de voo Látero-Direcional da aeronave já era de nível 1. O Dutch-Roll é representado pelos autovalores $-1,2 \pm 3,49i$, o Rolamento Puro pelo autovalor $-2,3$ e o modo Espiral pelo autovalor $-0,0297$.

4.10 QUALIDADES DE VOO DO F-16 EM MALHA FECHADA

Para análise em Malha Fechada, a classificação da aeronave é a mesma que a utilizada anteriormente.

4.10.1 Dinâmica Longitudinal

A função de transferência de período curto com entrada de profundor e saída de velocidade angular q se tornou:

$$\frac{q(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-11,352(s + 0,8917)}{s^2 + 3,483 - 7,048} \quad (4.31)$$

sendo que o termo de atraso de incidência se manteve o mesmo que o apresentado em 4.13. Assim, como as condições de voo são mantidas, o termo de fator de carga por ângulo de ataque também se mantém o mesmo (4.14).

Com a resposta encontrada para o termo de fator de carga por ângulo de ataque e as Frequências naturais do modo de Período Curto da aeronave em Malha Fechada (2,65 rad/s), encontramos pela Figura 3.3 que a aeronave é classificada como sendo de **Nível 1** para esta análise.

Sabendo que o amortecimento do modo de Período Curto em Malha Fechada é 0,656, pela Figura 3.4 encontramos que para este modo de voo a aeronave, a partir da aplicação de um SAS de amortecimento de arfagem, se tornou de **Nível 1**.

Para o modo de Período Longo, a aeronave se mantém na classificação de **Nível 1**, pois os amortecimentos dos autovalores deste modo são maiores que 0,04.

Com a aplicação do sistema de controle ao sistema, a aeronave passou a ter ambos os modos de voo classificadas como nível 1, isso leva diretamente a uma tradução para a escala Cooper-Harper, recaindo sobre os **Níveis 1, 2 e 3**. Ou seja, a aeronave passou a possuir características de fácil pilotagem, demandando mínima compensação por parte do piloto em sua dinâmica Longitudinal.

4.10.2 Dinâmica Látero-Direcional

O Rolamento Puro se manteve classificado como **Nível 1**, a partir do cruzamento de dados da Tabela 4.5 com a Figura 3.6. Sendo que a constante de tempo deste modo (0,435 s) se encontra bem abaixo do valor máximo para ser classificada neste nível (1,4 s).

O modo Dutch-Roll em Malha Fechada possui Frequência Natural 3,69 rad/s, Amortecimento 0,325 e o produto destes termos 1,199. Tais valores classificam este modo pela Figura 3.7 como sendo **Nível 1**. E o modo Espiral, que possui constante de tempo 33,7 s, o que pela Figura 3.8, classifica esta aeronave como sendo **Nível 1** para este modo.

Ao final, a tradução da Dinâmica Látero-Direcional em Malha Fechada para a escala Cooper-Harper, segundo a Figura 3.2, faz com que a aeronave receba **Níveis 1, 2 e 3** de pilotagem, possuindo as mesmas características expressas para a classificação da Dinâmica Longitudinal em Malha Fechada.

4.11 SIMULAÇÃO NÃO-LINEAR

Para testar o funcionamento dos controladores para as condições de voo projetadas, duas manobras que possuem um alto grau de complexidade e acabam por exigir bastante da aeronave foram simuladas. Sendo que as condições de manobra, os resultados obtidos e a discussão de tais resultados são apresentadas nos tópicos seguintes. Além disso, para demonstrar o funcionamento do Sistema de Controle, é de interesse simular o mesmo sob a incidência de perturbações. Para tal, as manobras foram simuladas com incidência de uma tesoura de vento no início da manobra, sendo que o algoritmo de rajada utilizado se encontra no Apêndice D. As características do vento simulado são:

- Máxima velocidade radial da tesoura de vento: 5 m/s;
- Máxima velocidade vertical da tesoura de vento: 5 m/s;

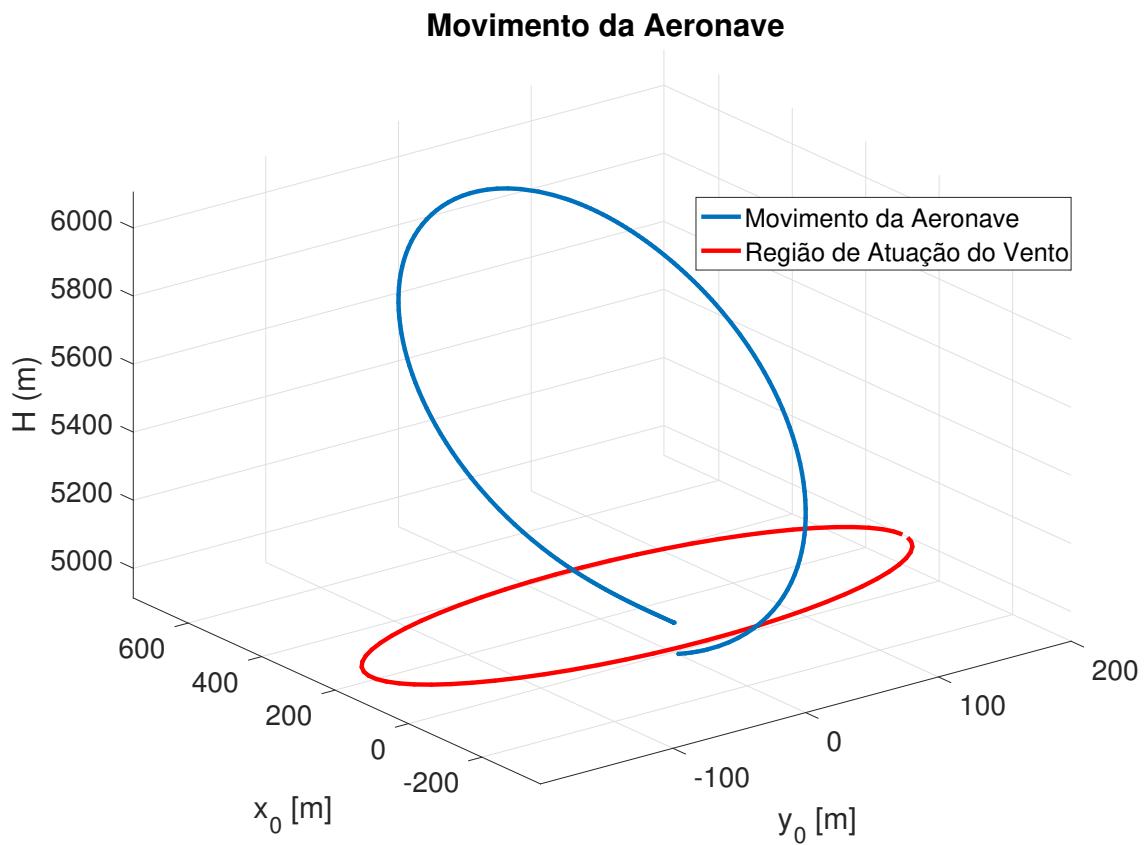
- Posição em X da posição do centro da tesoura de vento: 100 m;
- Posição em Y da posição do centro da tesoura de vento: 0 m;
- Raio da tesoura de vento: 200 m.

Importante ressaltar que na prática estas manobras não são realizadas na incidência de uma tesoura de vento, pois tal condição de vento é extrema e muito perigosa, ocorrendo normalmente em baixas altitudes, em aeroportos específicos. Entretanto, para fins analíticos, a utilização de modelos deste tipo de perturbação é válida para teste e avaliação dos projetos previamente descritos.

4.11.1 Looping com Fator de Carga Fixo

Para a realização do Looping, foi utilizado o PA de Velocidade, a fim de manter a velocidade de equilíbrio, dentro das limitações da Aeronave. Além disso, foi utilizado o CAS para seguir um Fator de Carga Normal comandado de 6 g. A Figura 4.1 mostra o movimento em três dimensões da aeronave, podemos ver que o looping foi completado, mas por ser uma manobra com fator de carga constante, o raio de curvatura variou durante a manobra. Além disso, a elipse vermelha (possui esta forma devido a distorção dos eixos) apresenta as fronteiras longitudinais da região de incidência de vento, sendo que este foi modelado para atuar em todas as altitudes. A visualização da Figura 4.1 da uma falsa impressão de que o Loop não foi completamente vertical, mas na análise do segundo gráfico da Figura 4.2 podemos ver que o Loop foi completamente vertical.

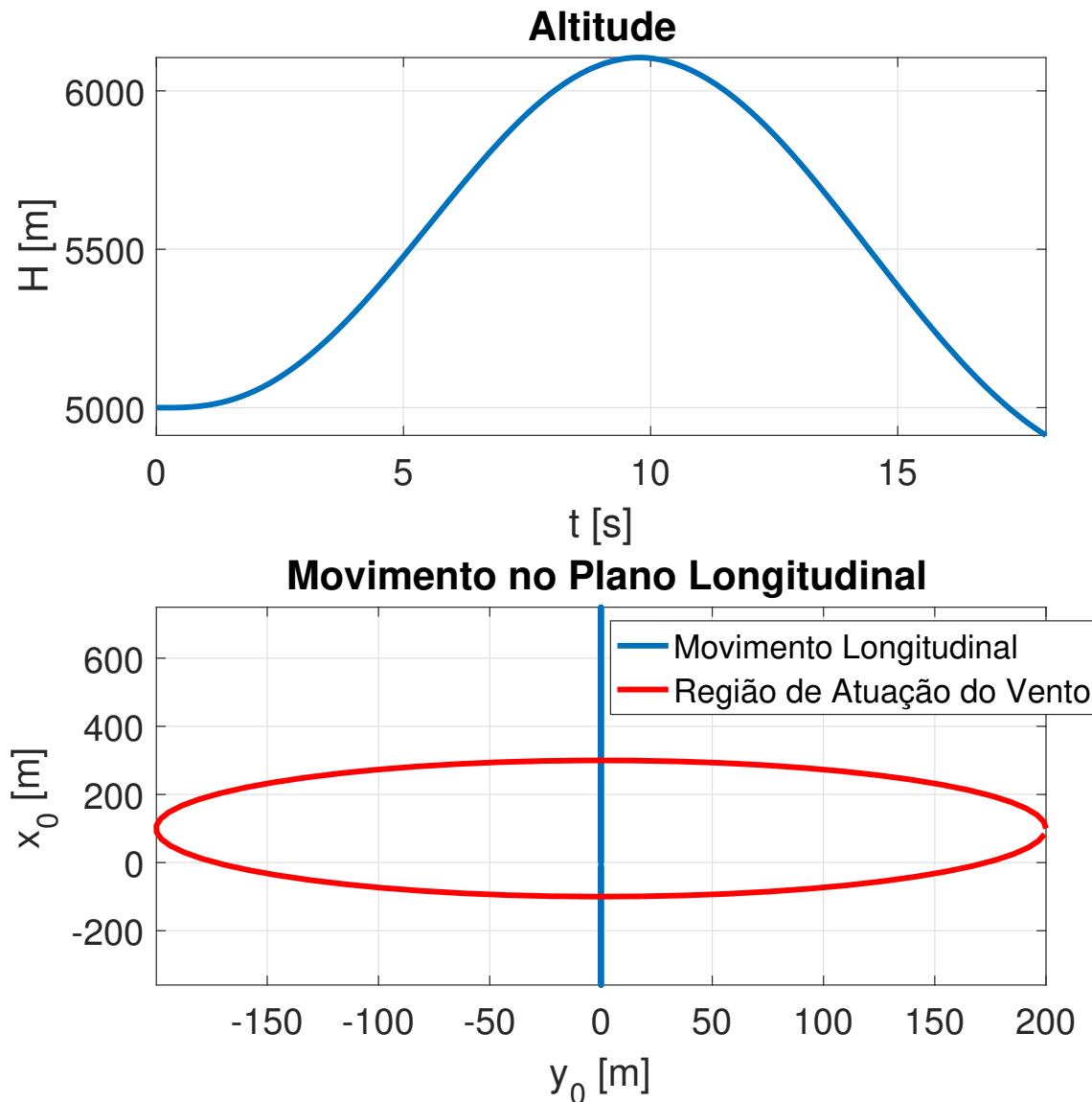
Figura 4.1 – Movimento da Aeronave.



Fonte: Autor.

Já pelos gráficos da Figuras 4.2, podemos ver que a aeronave se deslocou aproximadamente 1100 m em altitude e, 1000 m no eixo x .

Figura 4.2 – Movimento da Aeronave no Plano Longitudinal e Variação de Altitude.

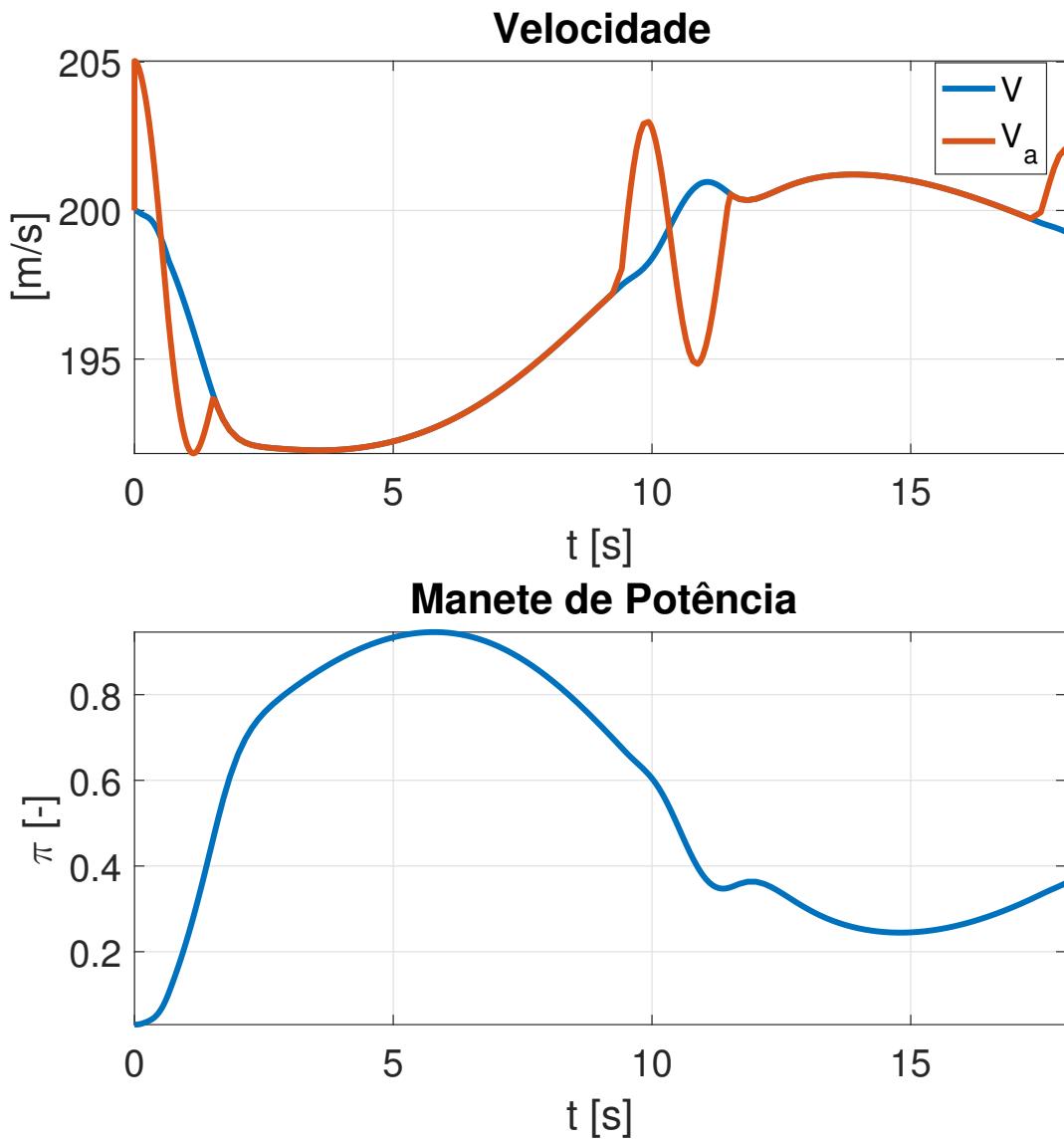


Fonte: Autor.

A variação da velocidade da aeronave é exposta pelo primeiro gráfico da Figura 4.3, e podemos ver a atuação do PA de Velocidade pela variação da Manete de Potência no segundo gráfico da Figura 4.3, que desempenhou bem sua função. Na subida da manobra, a aeronave perdeu somente 8 m/s de velocidade, enquanto a Manete de Potência variou quase 90 % para compensar a aceleração gravitacional contrária. Durante o pico da manobra, a aeronave prontamente recuperou sua velocidade, devido a manete estar quase em sua posição máxima, e a aeronave estar nivelada com a superfície terrestre. Com relação ao vento, V_a apresenta a velocidade aerodinâmica (em relação ao vento), e V a velocidade inercial (em relação ao solo). Somente na parte da velocidade que corresponde ao topo da manobra que uma variação aparente de V ocorre devido ao vento, sendo que na mesma

região no Gráfico da variação da Manete existe uma compensação realizada pela mesma.

Figura 4.3 – Velocidade da Aeronave e Variação da Manete de Potência.

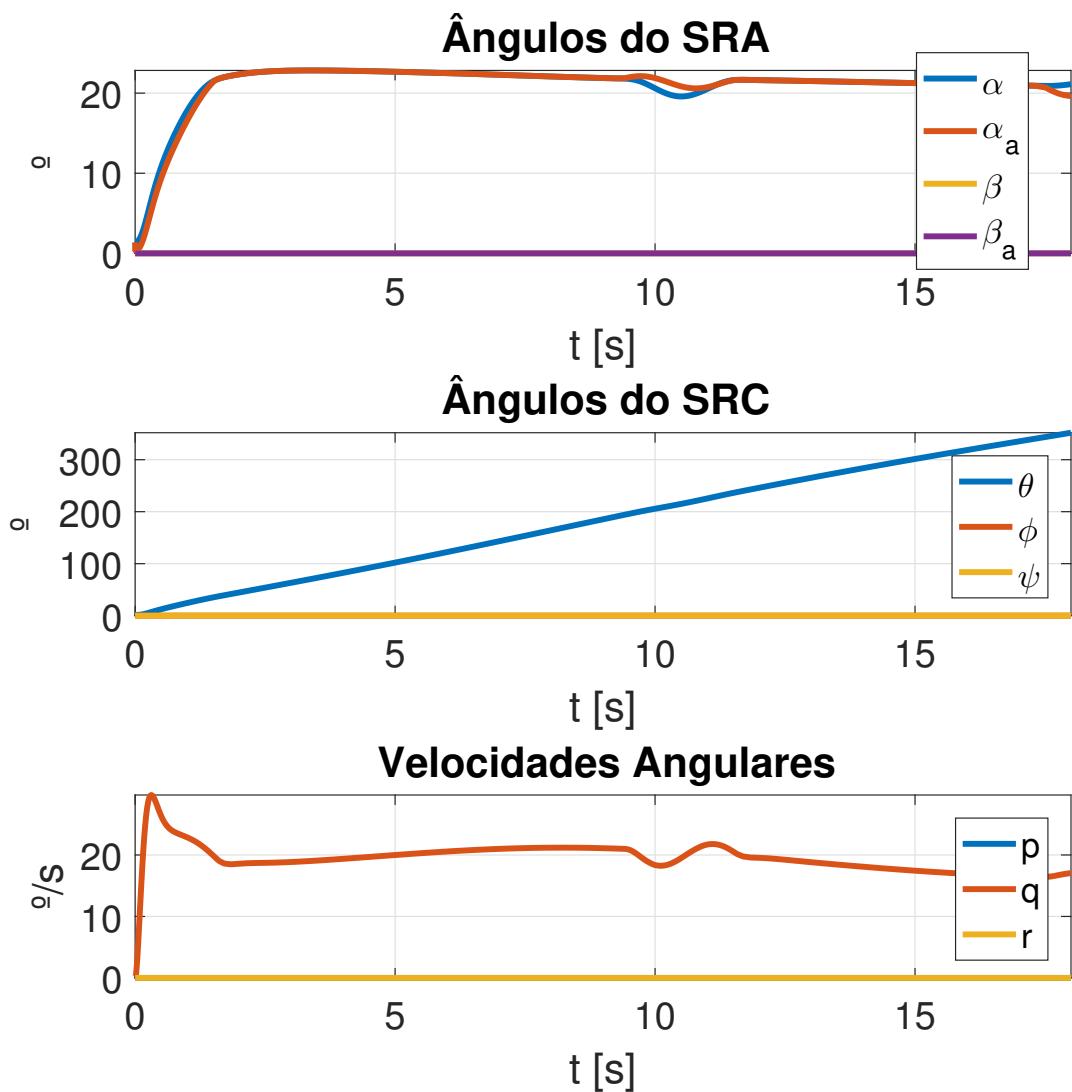


Fonte: Autor.

Com relação aos ângulos da aeronave, o primeiro e o segundo gráfico da Figura 4.4 apresentam suas variações no SRC e SRA, respectivamente. A análise do segundo gráfico nos mostra que a aeronave manteve sua posição de equilíbrio Látero-Direcional, enquanto variou seu ângulo de atitude Longitudinal. Já para os ângulos do SRA, fica evidente que durante a manobra, o ângulo de ataque mantido, para um fator de carga aproximadamente 6 g , ficou entre 20° e 25° . A variação do α até o ponto de equilíbrio para o Looping se fez de maneira suave e sem sobressinal, atingindo o valor necessário em menos de 2 segundos. Isso ocorreu devido ao controlador de Fator de Carga ter sido projetado para ser suave quanto ao comando, o que traduz diretamente para variação

da dinâmica Longitudinal da aeronave. O efeito do vento não aparece nos gráficos dos ângulos do SRC, mas nos relacionados aos ângulos do SRA: vemos pequenas variações devido à incidência da perturbação. Mesmo com uma considerável incidência de vento, em posições desfavoráveis para a aeronave, como no topo da manobra, onde ela está de ponta cabeça com relação ao plano longitudinal, o controlador projetado foi efetivo no ato de contornar tais adversidades, mantendo a manobra em curso.

Figura 4.4 – Variação dos Ângulos do SRA, SRC e das Velocidades Angulares da Aeronave.



Fonte: Autor.

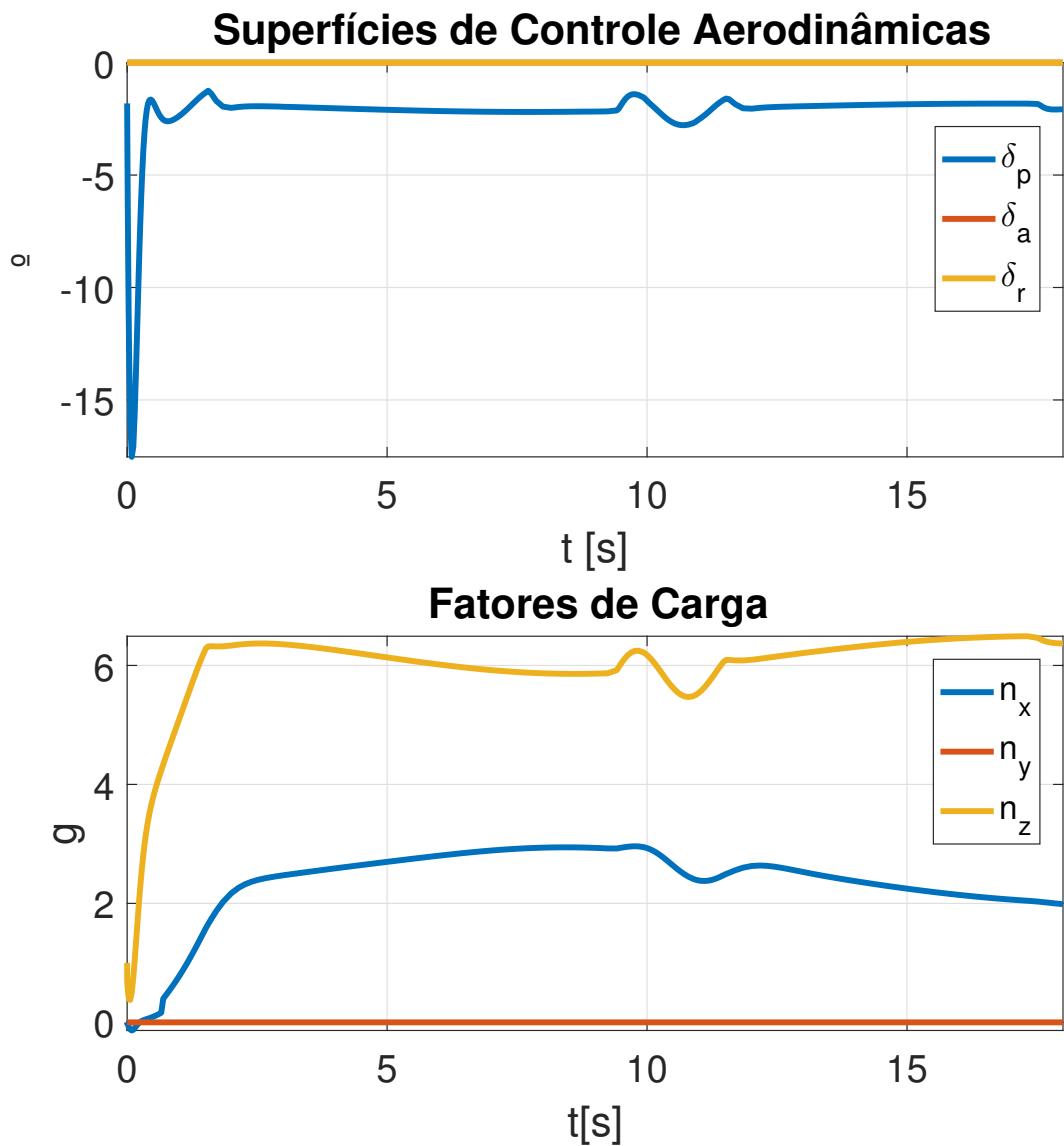
Já para as velocidades angulares do SRC, expostas no terceiro gráfico da Figura 4.4, vemos uma aceleração rápida de q , que é relacionada diretamente com o movimento de arfagem da aeronave, possuindo um considerável sobressinal, mas que não foi direta-

mente transposto para a variação dos ângulos longitudinais. Então, o controlador projetado propôs uma variação rápida na taxa de variação da velocidade angular de arfagem, enquanto manteve uma suavidade na variação da atitude da aeronave, o que se traduz em movimentos rápidos, mas precisos. A incidência do vento também aparece neste caso, mas é contornada rapidamente, sem acarretar grandes variações.

O primeiro e segundo gráfico das Figura 4.5 nos apresentam a variação das superfícies de controle Aerodinâmicas durante a manobra e a variação dos fatores de carga da aeronave, respectivamente. No segunda, podemos visualizar a não existência de fator de carga lateral durante a manobra e a variação do Fator de Carga no Eixo x devido às acelerações da aeronave. Mas principalmente se analisa a variação do Fator de Carga Normal, que está sendo diretamente comandado pelo CAS. Fica evidente que o vento proporcionou distúrbios, mas que o controlador conseguiu atuar, mantendo um erro relativo inferior a 10 %. Além disso, como a manobra realizada ocorre com alto Fator de Carga e grandes variações na dinâmica Longitudinal, ela exige bastante da aeronave, ou seja, mesmo em uma condição desfavorável como esta, o controle projetado conseguiu atingir ótimos resultados.

Vemos também, por tais gráficos, que a ação de controle se faz de maneira rápida para grandes variações, mas suave para pequenas correções, o que resulta em uma atitude agressiva para manobras, mas com assentamento suave, favorecendo a pilotagem e também a manobrabilidade desse tipo de aeronave, como já foi exposto pela análise das Qualidades de Voo em Malha Fechada.

Figura 4.5 – Atuação das Superfícies de Controle Aerodinâmicas e Variação dos Fatores de Carga Durante a Manobra.

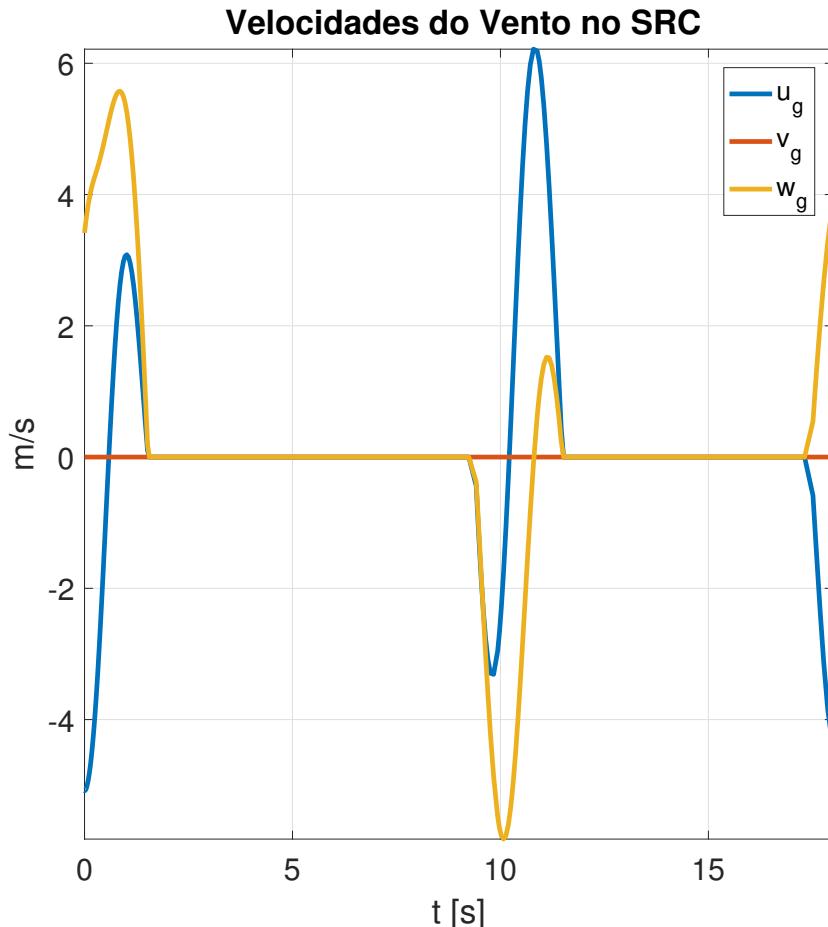


Fonte: Autor.

Quanto à variação dos Atuadores Aerodinâmicos durante a manobra, vemos que somente o profundo entrou em operação. Sendo que no instante inicial ocorreu um pico de variação, chegando a quase -18° , movimento relacionado diretamente à rápida variação inicial do Fator de Carga Normal. Após, estabilizou próximo a 2.5° , que se refere ao valor de equilíbrio para manter as condições da manobra. As correções relativas ao vento (próximo a 10 s de simulação), como podem ser vistas, foram rápidas e precisas, não sendo necessárias muitas oscilações do atuador para atingir o equilíbrio novamente. Outro ponto a se destacar foi que, mesmo em uma manobra como esta, o atuador não foi saturado, ainda existindo uma margem de um pouco mais de 2° para que isso ocorresse.

Pela Figura 4.6, vê-se a magnitude de atuação do vento nas velocidades do SRC. A aeronave esteve três vezes na região da rajada, ocorrendo picos de até 6 m/s.

Figura 4.6 – Atuação do Vento na Aeronave.



Fonte: Autor.

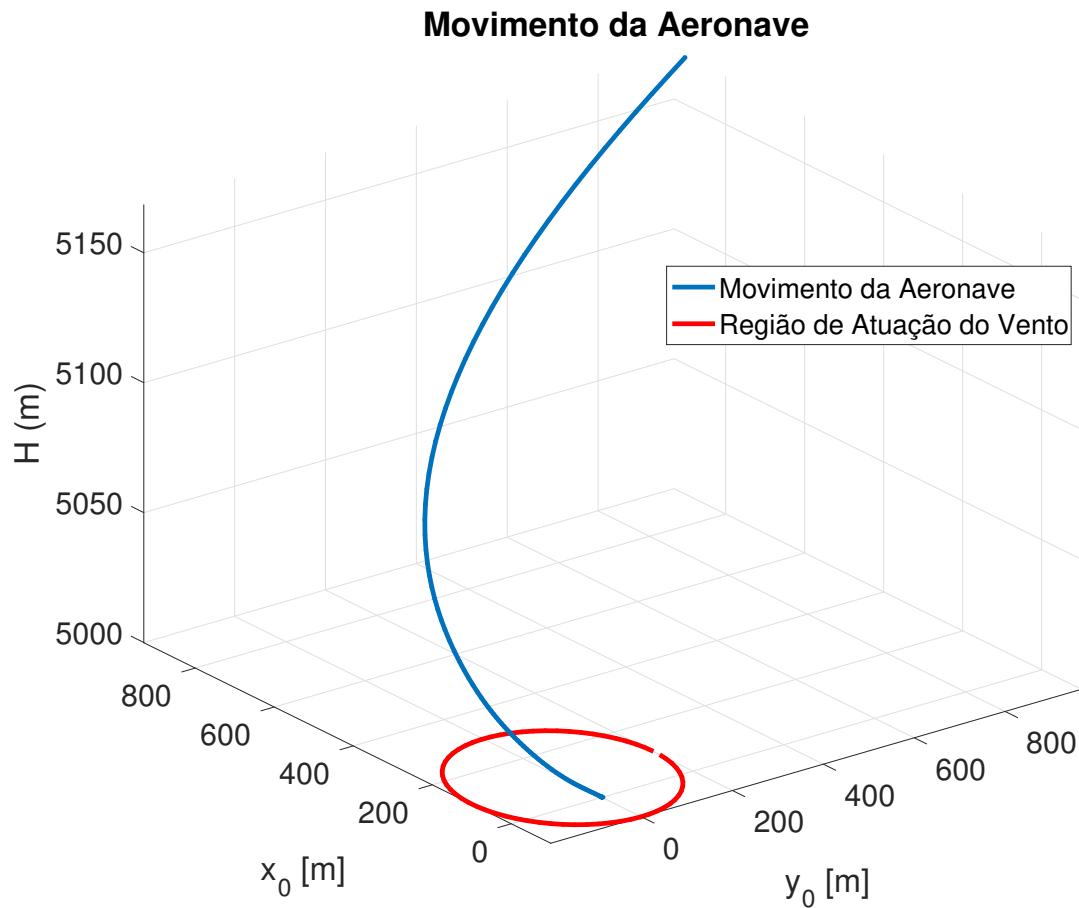
4.11.2 Curva com Fator de Carga Fixo

Para a realização da Curva com Fator de Carga Fixo, foram utilizados como controle PA de Velocidade, para manter a velocidade de equilíbrio (200 m/s), e CAS de fator de carga normal para manter a aeronave em 5 g. Além disso, foi utilizado o PA Látero-Direcional para manter o Ângulo de Rolamento em 80° durante a missão, partindo do voo reto nivelado.

A Figura 4.7 representa o movimento da aeronave em três dimensões para as condições de voo propostas. Podemos notar que durante a curva realizada, com ângulo de rolamento em 80 %, a aeronave ganha considerável altitude. Como manter a altitude não

faz parte do escopo deste trabalho, este fato é só um derivado da manobra escolhida. O círculo vermelho novamente é a região de atuação do vento.

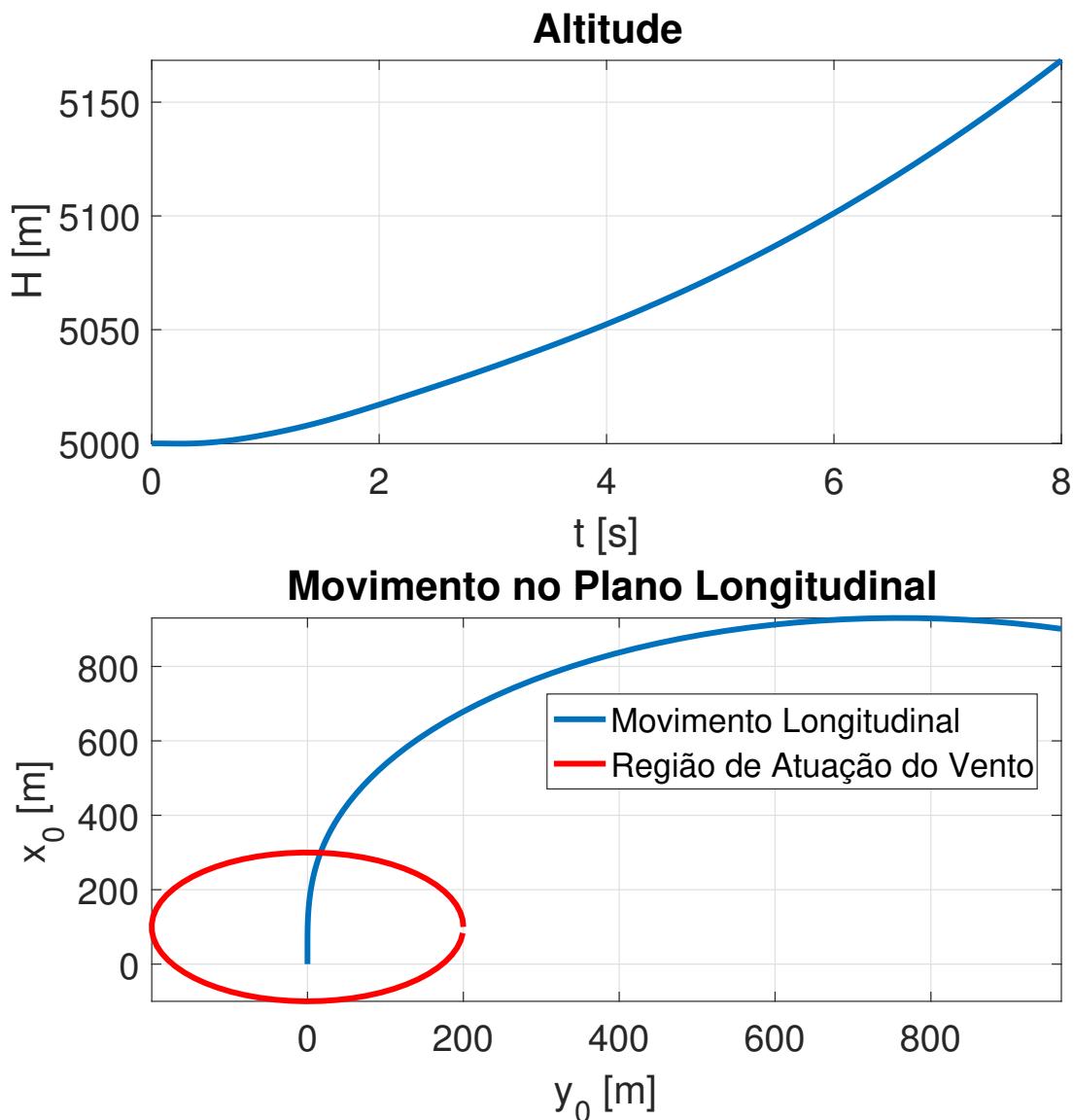
Figura 4.7 – Movimento da Aeronave.



Fonte: Autor.

No primeiro gráfico da Figura 4.8 fica mais claro o ganho de altitude. Conforme a manobra foi ocorrendo, a taxa de ganho de altitude aumentou, ganhando 150 m ao final de simulação.

Figura 4.8 – Movimento da Aeronave no Plano Longitudinal e Variação da Altitude.

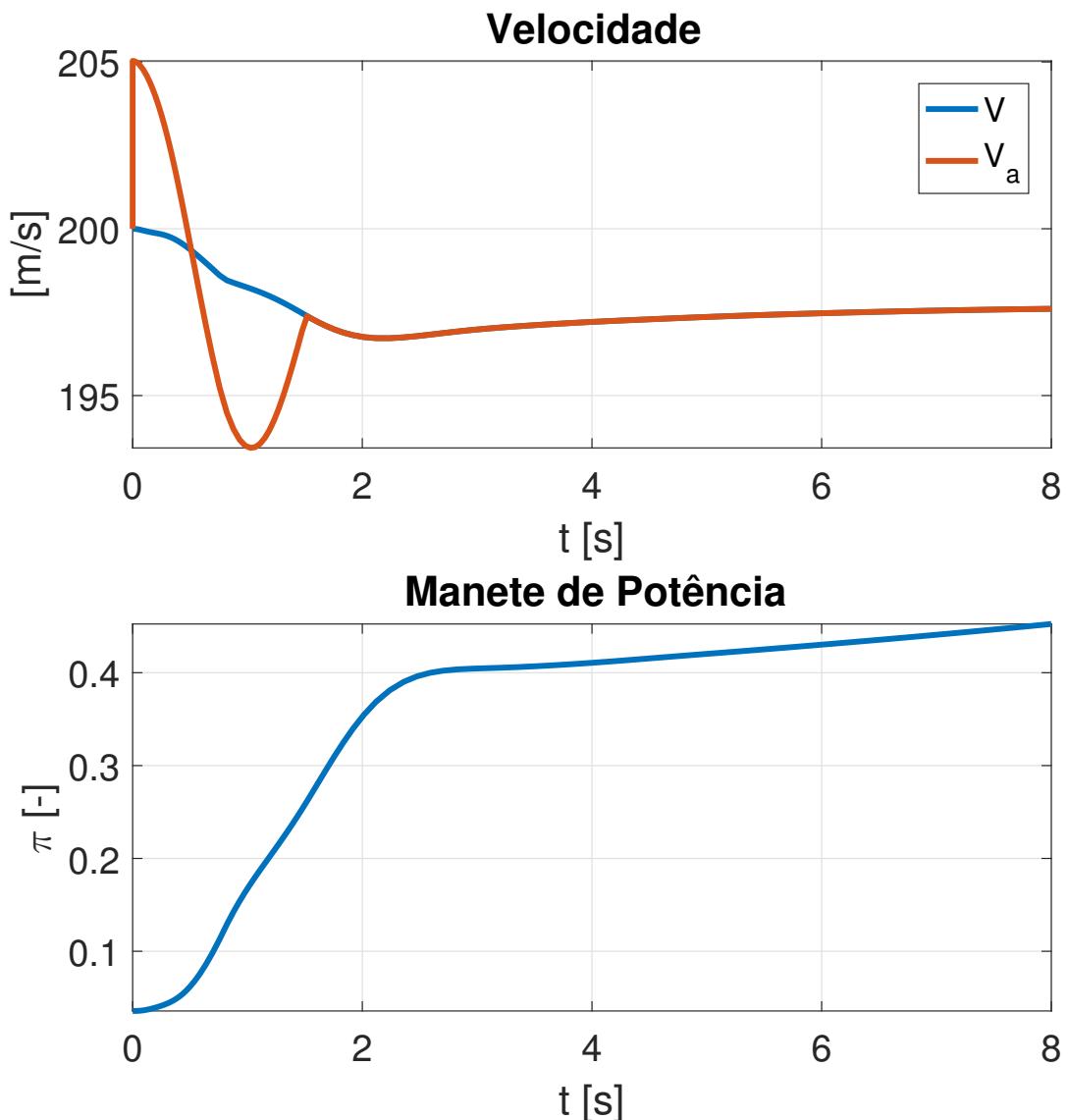


Fonte: Autor.

No segundo gráfico da Figura 4.8 podemos ver a representação da curva no plano longitudinal. A aeronave com velocidade de equilíbrio de 200 m/s , realizou uma curva de pouco mais de 100° em menos de 1000 m de deslocamento no eixo do apontamento inicial.

A variação da velocidade durante a manobra é apresentada pelo primeiro gráfico da Figura 4.9. Podemos ver que o PA de Velocidade funcionou muito bem, a aeronave, durante a curva com alto fator de carga, perdeu somente 3 m/s e retornou a recuperar a velocidade lentamente. Fica evidente também que a aeronave passou pela rajada sem sofrer grande variação de velocidade inercial (V) considerável.

Figura 4.9 – Velocidade da Aeronave.



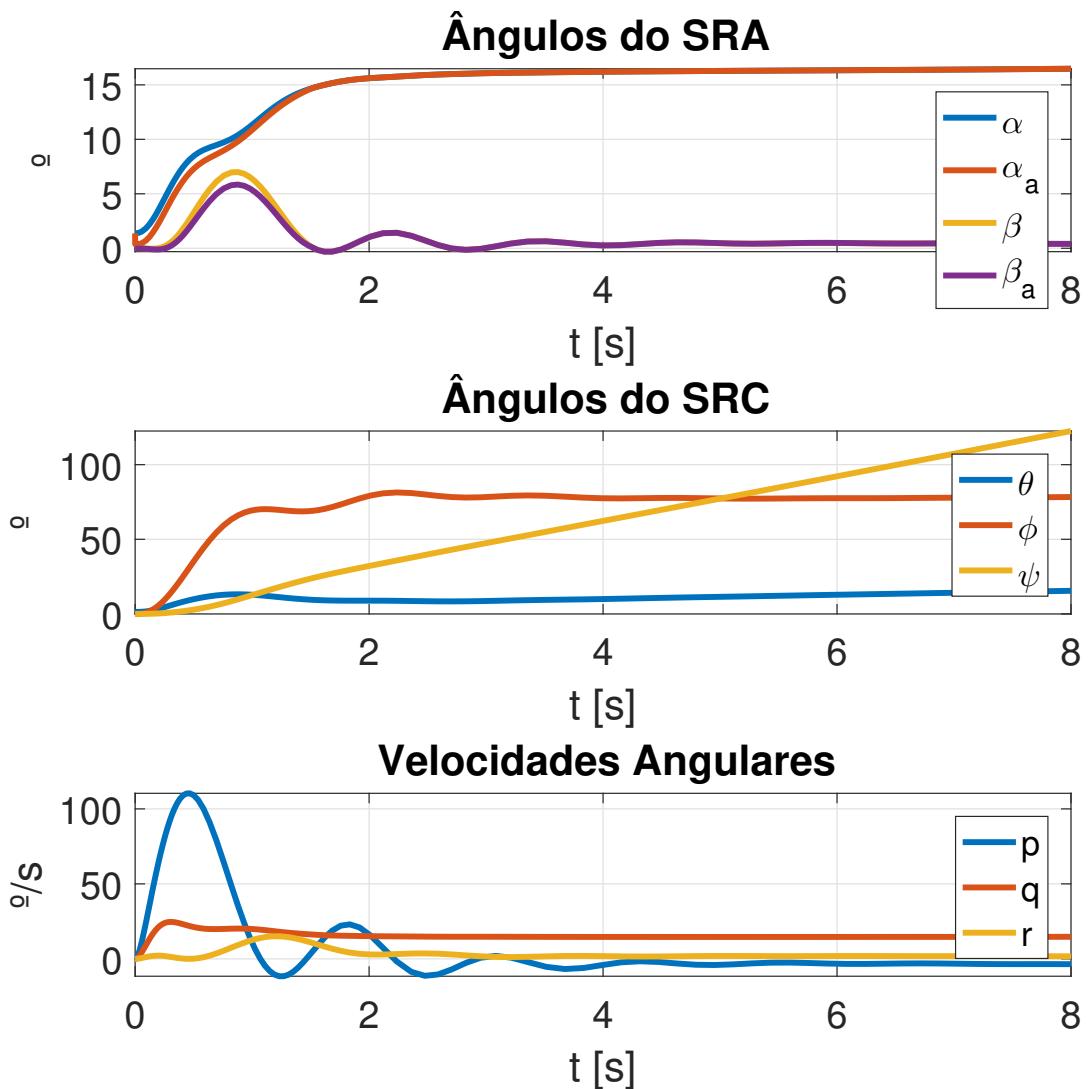
Fonte: Autor.

Complementando o Gráfico da velocidade, a variação da Manete de Potência durante a manobra é apresentada pelo segundo gráfico da Figura 4.9. No começo da simulação, conforme a aeronave passou na rajada e iniciou a curva, a porcentagem de utilização da manete aumentou com maior taxa de variação, para compensar ambos, após sair da região de ação do vento, a taxa de crescimento diminuiu, até encontrar um ponto da manete que a aeronave passou a retomar o crescimento de velocidade. Conforme a aeronave retomou o aumento de velocidade, a taxa de variação da ação de controle diminuiu, diminuindo a exigência de variações da tração do motor.

As variações dos ângulos no SRA e SRC, são apresentadas pelo primeiro e segundo gráfico da Figura 4.10 respectivamente, os quais possuem importantes informações da ma-

nobra. O segundo possui a informação relativa ao controle de ângulo de rolamento, onde podemos ver que o controle conseguiu desempenhar seu papel com boas características de resposta (baixo sobressinal, baixo tempo para acomodação e alta taxa de subida). Com relação ao ângulo ψ , que representa a rotação em torno do eixo z , podemos ver que a aeronave acabou realizando uma curva de mais de 100° . Ainda, pela comparação desses dois gráficos, podemos ver a desconexão nesse caso do ângulo α e θ , enquanto o segundo se manteve praticamente nulo durante toda a curva, o ângulo de arfagem variou até mais de 15° , quando passou a crescer de maneira constante mais muito lenta. Na análise da variação do ângulo β , podemos ver o ótimo desempenho do controlador empregado, conforme a aeronave realizava o rolamento, o forte acoplamento entre tal dinâmica e a de guinada, faz com que o ângulo β aumente. Mas, o controlador conseguiu reverter tal acontecimento em poucos segundos e com pouca oscilação, mantendo a aeronave com derrapagem nula. A atuação do vento provocou pouca variação nos ângulos da aeronave, sendo que a atuação do controle rejeitou tais distúrbios mesmo durante a realização da manobra.

Figura 4.10 – Ângulos do Sistema de Referência do Corpo da Aeronave.



Fonte: Autor.

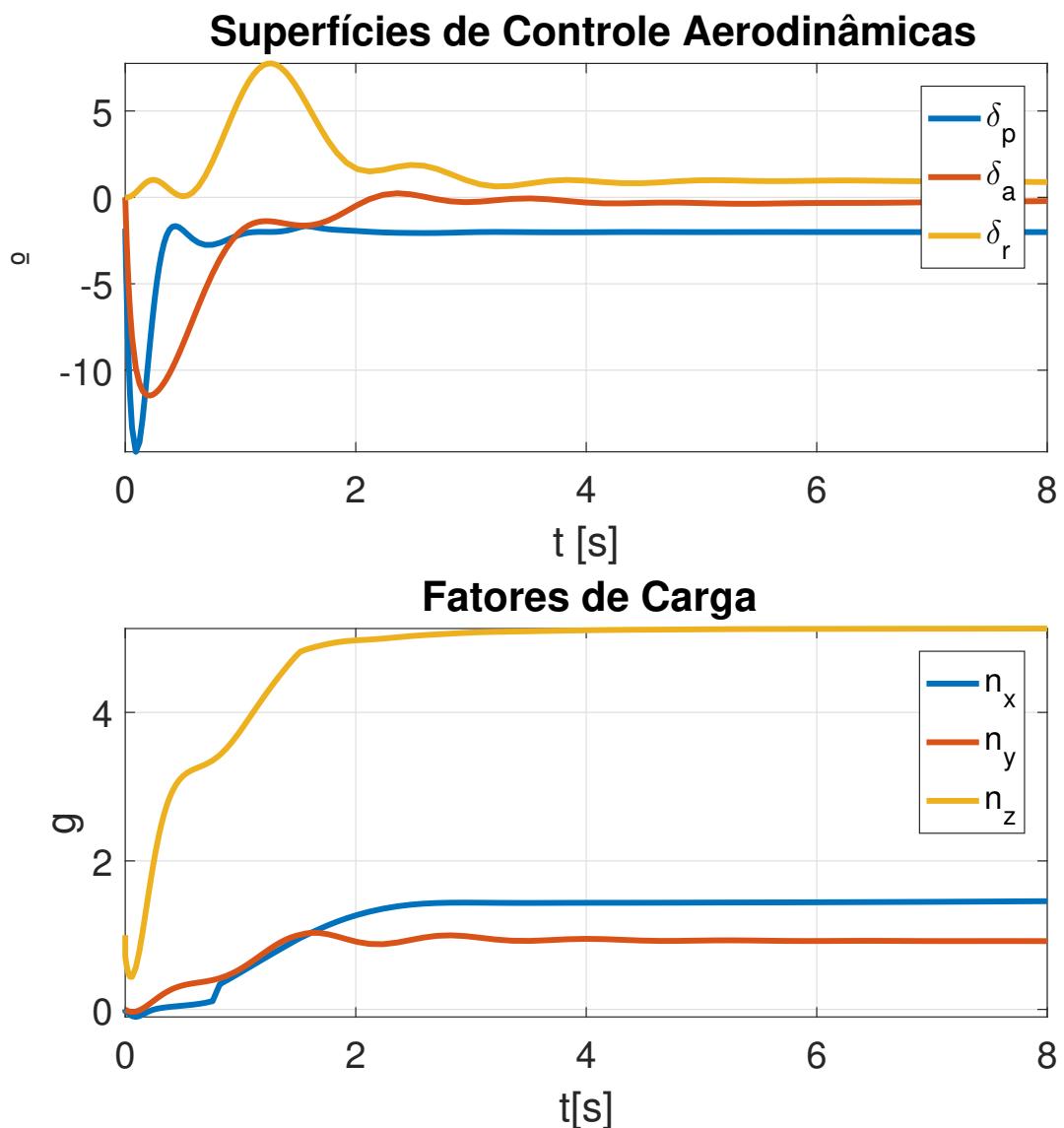
As variações das velocidades angulares da aeronave, apresentada no terceiro gráfico da Figura 4.10, corrobora com o que já foi apresentado. Ocorreu uma variação de velocidade de arfagem constante devido ao fator de carga constante, após encontrar o valor de equilíbrio. Com relação à dinâmica Látero-Direcional, a velocidade de rolamento possui grandes variações até atingir o ângulo comandado e após estabiliza, e a velocidade de guinada teve pequenas variações a fim somente de manter o ângulo de derrapagem nulo.

No segundo gráfico da Figura 4.11 são apresentadas as variações dos fatores de carga da aeronave. O principal e mais importante é o Fator de Carga Normal, que neste caso respondeu perfeitamente ao comando, podemos ver o erro praticamente nulo em

regime permanente, a não existência de sobressinal e que o tempo de acomodação foi menor que 2 s.

Nesta manobra, apareceram fatores de carga laterais, apresentando picos principais quando ocorreram as maiores variações nos ângulos relacionados à derrapagem da aeronave e seu controle. Para n_x , a manobra apresentou um padrão constante, próximo a 1,5 g após a estabilização da curva.

Figura 4.11 – Fatores de Carga Durante a Manobra.



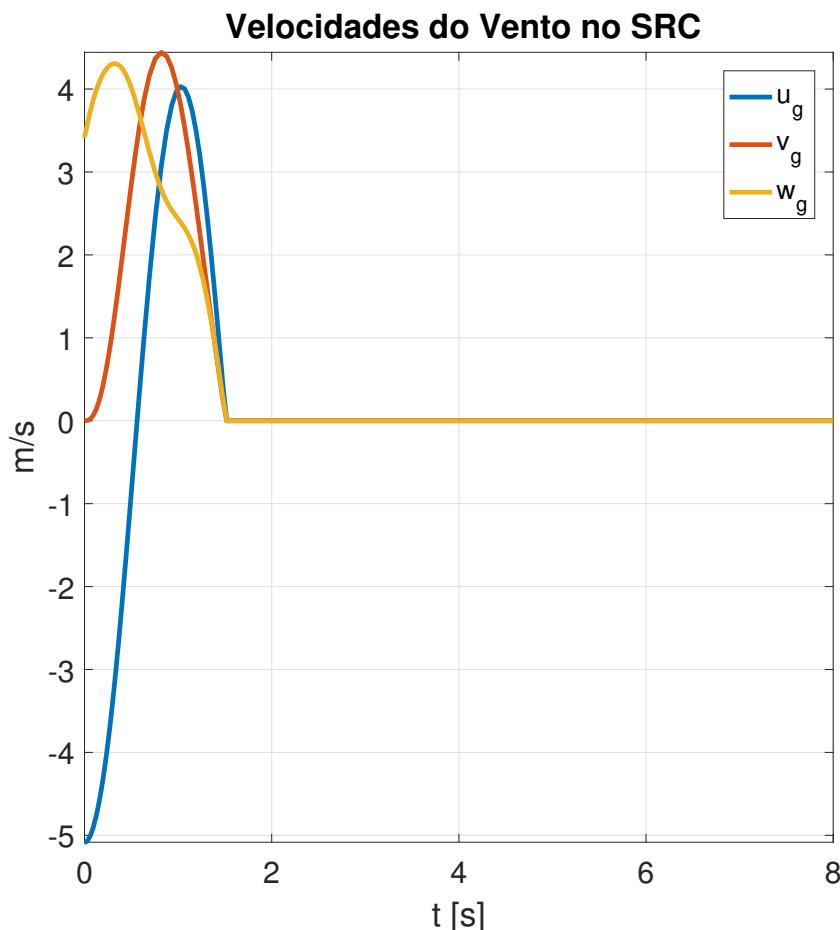
Fonte: Autor.

No primeiro gráfico da Figura 4.11 podemos ver os atuadores aerodinâmicos agindo. O primeiro destaque é que ocorreu sobre dos atuadores, ou seja, nem chegaram perto de saturar, sendo que a saturação ocorre perto dos 20°. O profundo teve uma resposta muito similar ao Looping simulado, mas com menor magnitude e com pequenas peculiaridades,

como a pequena variação relativa aos movimentos Látero-Direcionais da aeronave, que variam seu Fator de Carga Normal. Quanto ao movimento do Aileron, fica evidente que a ação de controle exigiu uma resposta rápida, mas que não extrapola os limites do sistema, sendo que a superfície de controle pouco oscilou, retornando para o equilíbrio conforme a aeronave era estabilizada em torno do valor de comando. O Leme, por sua vez, teve atuação constante, para manter o comando de ângulo de derrapagem nulo, cumprindo tal requisito mesmo que esta não seja a condição de equilíbrio para a curva. Podemos ver que o mesmo iniciou corrigindo a derrapagem derivada do movimento de rolagem, e após isso estabilizou em torno de 1° . Os três atuadores foram consideravelmente pouco exigidos, o que implica que a ação de controle pode ser mais agressiva ou manobras mais complexas podem ser aplicadas.

A atuação do vento na aeronave durante a manobra é demonstrada pela Figura abaixo, onde fica visível que a aeronave só esteve na rajada no inicio da manobra (até 2 s). A diferença para a manobra anterior é que existiram três componentes de velocidade do vento devido à aeronave não passar pelo centro da rajada.

Figura 4.12 – Atuação do Vento na Aeronave.



Fonte: Autor.

5 CONCLUSÃO

O estudo de sistemas instáveis é muito importante no cenário atual de desenvolvimento de tecnologias. A utilização de mecanismos artificiais que conseguem alterar as características naturais de um sistema se faz importante em todas as áreas. O caso estudado, uma aeronave instável, está contextualizado na compra de novos caças para reformulação da frota de aeronaves da FAB. Assim, a abordagem utilizada apresentou a teoria de modelagem de aeronaves de corpos rígidos, mostrou as características de um sistema instável e a análise que deve ser realizada para determinação das qualidades de voo. Para isso, foi realizado o detalhamento dos sistemas de referência utilizados, das equações do movimento de uma aeronave, da maneira de separar e analisar tanto as dinâmicas desacopladas da aeronave, como também os modos de voo característicos.

Além disso, uma ferramenta de controle muito inovadora (*SYSTUNE*) foi utilizada para, a partir da constatação da instabilidade do sistema, calcular os parâmetros dos compensadores utilizados para estabilizar artificialmente a aeronave. O *SYSTUNE* foi desenvolvido para realizar a otimização de sistemas a partir das necessidades e requisitos de resposta. Por isso, a ferramenta se mostra muito prática e maleável, com requisitos de projeto e a malha de controle bem definidos, sistemas de controle podem ser projetados rapidamente, e de maneira otimizada para o projeto. No trabalho realizado, inúmeros requisitos de resposta foram utilizados e separados dentro da classificação de requisitos Flexíveis ou Rígidos, sendo que cada um deles demonstrou sua importância nas análises seguintes.

Com um sistema de controle projetado, as análises de qualidade de voo da aeronave F-16 foram novamente realizadas em malha fechada e, neste ponto, os resultados foram excelentes. Todos os requisitos foram cumpridos existindo sobras para uma classificação máxima. O período curto da aeronave, naturalmente instável, foi estabilizado e, com o projeto do controlador, passou a receber classificação de Nível 1. Todos os outros modos de voo, os quais já possuíam classificação máxima, mantiveram suas notas, melhorando suas características de resposta.

Em seguida, duas manobras com alto fator de carga foram realizadas sendo portanto, consideradas manobras com alto grau de dificuldade. A aeronave conseguiu cumprir ambas, sendo elas um *looping* e uma curva com fator de carga normal fixo. Nem todos os comandos dados para realização do *looping* foram completamente seguidos. A partir da incidência de vento, um erro do rastreio do fator de carga normal foi identificado em regime permanente. Isso pode ser explicado por alguns fatores: o grau de dificuldade da manobra, a resposta do atuador não ser suficiente para atender às necessidades de ação de controle, ou até que a acomodação da resposta projetada nos requisitos do *SYSTUNE* não foram as ideais. Mas, considerando que a alta exigência do *looping* realizado e que

o erro de rastreio se manteve abaixo de 10%, a manobra obteve sucesso. O controlador por sua vez, adapta-se bem à necessidade desse tipo de aeronave, que recebe comandos rápidos e agressivos dos pilotos, e deve possuir uma resposta com tempo de subida e acomodação rápidos, o que aconteceu e foi apresentado na simulação não linear. Quando a curva foi simulada, o fator de carga foi perfeitamente rastreado, contornando bem as oscilações que ocorreram durante a manobra.

A simulação das manobras demonstrou que o projeto do PA de velocidade se adaptou muito bem à missão. Em ambas as missões, a manete exigiu uma resposta suave do motor, não extrapolando as características inerentes do modelo utilizado. O PA Látero-Direcional também atuou muito bem durante a manobra, com tempos de subida e acomodações rápidos. Para o ângulo de rolamento, a aeronave manteve o comando durante todo o tempo requisitado e para o projeto quanto à guinada, o controlador projetado fez com que o leme fosse muito efetivo mantendo uma derrapagem quase nula durante toda a curva.

Futuros trabalhos nesta área podem ampliar as análises relacionadas aos requisitos para o projeto de controlador do *SYSTUNE*, visto que existem muitos outros *TuningGoals* que podem ser explorados e que podem melhorar a resposta do sistema, corrigindo os erros relatados. Podendo ser aplicados para projetos diferentes de Sistemas automáticos, como por exemplo Rastreio de Terreno, que é muito importante para as missões de voo em baixa altitude realizadas por caças e Pouso Automático. Ou até seguir a tendência de estudo de sistemas de controle tolerantes a falha que vem acontecendo, utilizando esta ferramenta como meio de otimização do controle projetado. As possibilidades de aplicação do *SYSTUNE* são inúmeras. Assim, outros padrões de análises de qualidade de voo podem ser aplicados.

Em suma, o trabalho atendeu todos os objetivos propostos, apresentando os conteúdos necessários para desenvolvimento e a metodologia de trabalho utilizada. Os requisitos de projeto foram detalhados, explicando o porquê de sua utilização. Com isso, e como o trabalho possui uma grande gama de conteúdos abordados, pode-se partir para estudos mais avançados sobre o tema em trabalhos futuros, utilizando o conhecimento desenvolvido para outras aplicações e sistemas.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AHLSTROM, K.; TORIN, J. Future architecture for flight control systems. **Proceedings of 2001 IEEE**, 2001.
- _____. Redundancy management in distributed flight control systems: Experience simulations. **Proceedings of 2002 IEEE**, 2002.
- AHMED-ZAID, F. et al. Accommodation of failures in the f-16 aircraft using adaptive control. **IEEE Control Systems**, 1991.
- ALWI, H.; EDWARDS, C. Model-reference sliding mode ftc with on-line control allocation. **Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control**, 2007.
- APKARIAN, P. Tuning controllers against multiple design requirements. **2013 American Control Conference**, 2013.
- APKARIAN, P.; NOLL, D. Nonsmooth h-infinity synthesis. **IEEE Transactions on Automatic Control**, v. 51, p. 71–86, 2006.
- _____. Nonsmooth optimization for multiband frequency domain control design. **Automatica**, v. 43, p. 724–731, 2007.
- BALAS, G. G.; HODGKINSON, J. Control design methods for good flying qualities. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, 2009.
- BALAS, G. J. Flight control law design: An industry perspective. **European Journal of Control**, 2003.
- COOK, M. **Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability and Control**. Elsevier Science, 2011. (Elsevier aerospace engineering series). ISBN 9780080550367. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=sf9Qn9MS0ykC>>.
- F-16 Fighting Falcon. 2018. Disponível em: <<https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/f-16.html>>.
- FEYEL, P. Evolutionary fixed-structure controller tuning against multiple requirements. **International Federation of Automatic Control**, 2016.
- KALE, M.; CHIPPERFIELD, A. Stabilized mpc formulations for robust reconfigurable flight control. **Control Engineering Practice** 13, 2003.
- KEVICZKY, T.; BALAS, G. Receding horizon control of an f-16 aircraft: A comparative study. **Control Engineering Practice**, 2006.
- MATLAB. **Loop Shape Goal**. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/loop-shape-goal.html>>. Acesso em: Acessado em 20 out. 2019.
- _____. **Margins Goal**. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/margins-goal.html>>. Acesso em: Acessado em 20 out. 2019.
- _____. **Poles Goal**. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/poles-goal.html>>. Acesso em: Acessado em 25 out. 2019.

_____. **Reference Tracking Goal.** Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/slcontrol/ug/reference-tracking-goal.html>>. Acesso em: Acessado em 27 out. 2019.

MENON, P. P. Nonlinear robustness analysis of flight control laws for highly augmented aircraft. **Control Engineering Practice**, 2007.

OGATA, K. **Modern Control Engineering**. Prentice Hall, 2010. (Instrumentation and controls series). ISBN 9780136156734. Disponível em: <<https://books.google.com.br/books?id=Wu5GpNAelzkC>>.

QUEINNEC, I. Anti-windup design for aircraft flight control. **Proceedings of the 2006 IEEE International Conference on Control Applications**, 2006.

RUNDQWIST, L.; HILLGREN, R. Phase compensations ratelimiters in jas 39 gripen. **Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, 1996.

STEVENS, B. L.; LEWIS, F. L.; JOHNSON, E. N. **Aircraft control and simulation: dynamics, controls design, and autonomous systems**. [S.I.]: John Wiley & Sons, 2015.

SYSTUNE: Tune fixed-structure control systems modeled in matlab. 2016. Disponível em: <<https://www.mathworks.com/help/control/ref/genss.systune.html>>.

ZHANG, Y. Reconfigurable control allocation applied to an aircraft benchmark model. **Proceedings of 2008 American Control Conference**, 2008.

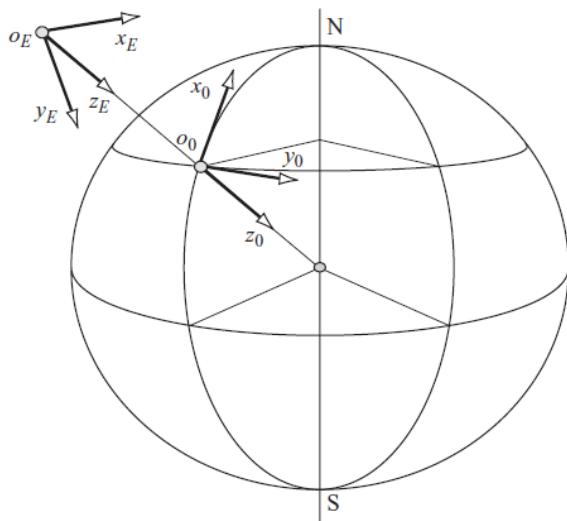
ZHANG, Y. et al. Reconfigurable control allocation against aircraft control effector failures. **Proceedings of the 16th IEEE International Conference on Control Applications**, 2007.

APÊNDICE A – SISTEMAS DE REFERÊNCIA

A.1 – SISTEMA DE COORDENADAS FIXO NA SUPERFÍCIE DA TERRA

Conhecido como sistema *North East Down* (NED), possui origem "O" fixa na superfície do planeta Terra. O Eixo X aponta para o norte, o eixo Z aponta para o centro de massa do planeta e o eixo Y completa o sistema ortogonal de mão direita apontando para o Leste. Pode ser visualizada na Figura A.1 a característica dos eixos x_0 e y_0 , que se encontram fixos ao plano local tangente terrestre, bem como do eixo z_0 , que aponta para o centro da Terra.

Figura A.1 – Sistema de Coordenadas Terrestre



Fonte: Cook (2011)

A.2 – SISTEMA DE REFERÊNCIA TERRESTRE

Este sistema possui como diferença em relação ao sistema *NED* o posicionamento genérico da sua origem, podendo transitar em pontos da atmosfera. Tal sistema pode ser visualizado na Figura A.1 como um sistema $o_Ex_Ey_Ez_E$ genérico.

A.3 – SISTEMA DE COORDENADAS DO CORPO

O sistema de coordenadas do corpo possui origem no centro de massa da aeronave, sendo que seu eixo X é coincidente com a linha de referência da fuselagem da aeronave, apontando para o seu nariz; Y aponta para a semi-asa direita e o eixo Z se encontra no plano de simetria da aeronave, apontando para seu ventre.

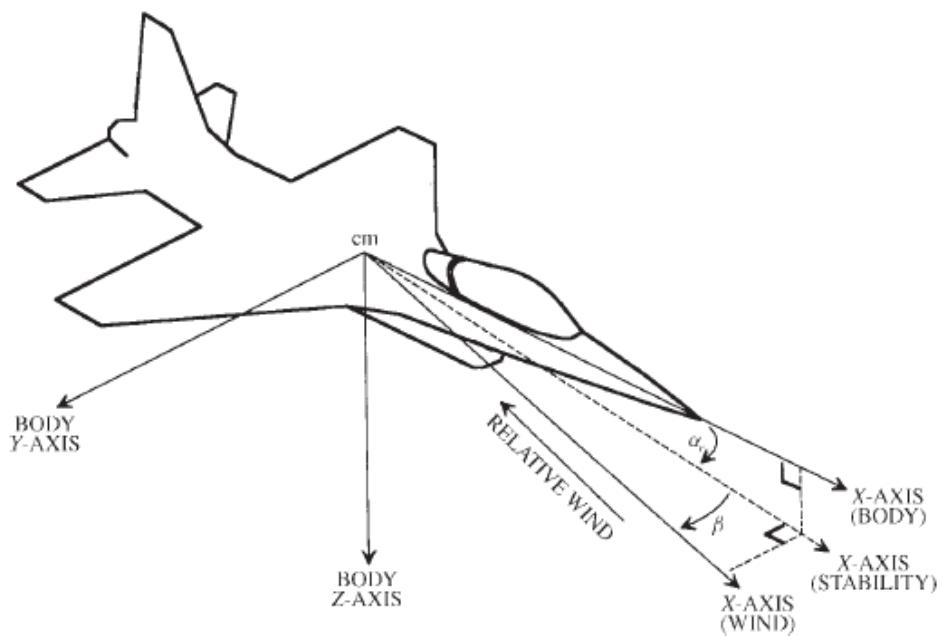
A.4 – SISTEMA DE COORDENADAS AERODINÂMICO

O sistema de coordenadas aerodinâmico também possui sua origem sendo coincidente com o centro de massa da aeronave. Neste caso, o eixo X aponta na direção do vetor Velocidade em relação ao vento; Z se encontra no plano de simetria longitudinal da aeronave apontando para seu ventre e o eixo Y completa o sistema ortogonal de mão direita.

A orientação relativa deste sistema em relação ao sistema do corpo dá origem aos conceitos de ângulo de ataque (α) e ângulo de derrapagem (β).

Os sistemas de coordenadas do corpo (*Body*) e o aerodinâmico (*Wind*) podem ser visualizados na Figura A.2. Fica visível na imagem também o eixo de estabilidade (*Stability*), característico por ser o apontamento da aeronave em relação ao seu ângulo de ataque.

Figura A.2 – Sistema de Coordenadas do Corpo e Aerodinâmico



Fonte: Stevens, Lewis e Johnson (2015)

A.5 – SISTEMA DE COORDENADAS DA TRAJETÓRIA

O sistema de coordenadas da trajetória ganha utilidade quando ocorre a incidência de vento. Sua origem também é coincidente com o centro de massa da aeronave, o eixo X aponta na direção do vetor velocidade inercial; Z está contido no plano de simetria longitudinal apontando para o ventre da aeronave e Y completa o sistema ortogonal de mão direita.

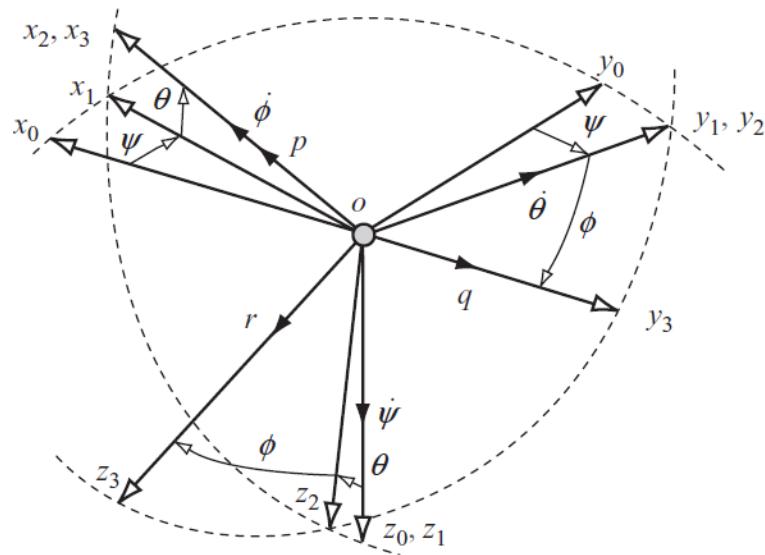
APÊNDICE B – PARAMETRIZAÇÃO DE ATITUDE

B.1 – ÂNGULOS DE EULER

Os ângulos de Euler são uma maneira intuitiva de trabalhar com parametrizações de atitude. Entretanto, possuem restrições relacionadas a singularidades que ocorrem em determinadas posições angulares.

Segundo Cook (2011), os ângulos de Euler são utilizados por conseguirem representar qualquer orientação com a utilização de no máximo 3 rotações sequenciais. Sendo que cada rotação é dada por um ângulo de Euler em torno de um eixo específico. Para o desenvolvimento do trabalho foi utilizada a sequência 321, comumente utilizado no setor Aeronáutico. A primeira rotação ocorre em torno do eixo z , a segunda em torno do eixo y e a última em x . Na Figura B.1 são demonstrados os ângulos de Euler.

Figura B.1 – Ângulos de Euler



Fonte: Cook (2011).

As rotações, em torno dos eixos, necessárias para trabalhar com os ângulos de Euler são dadas pelas matrizes de rotações elementares - importante ressaltar que todas as rotações são orientados pela regra da mão direita.

A matriz de rotação elementar em torno do eixo x dada por um ângulo ϕ é:

$$\mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (\text{B.1})$$

A matriz de rotação elementar em torno do eixo y dada por um ângulo θ é:

$$\mathbf{C}_2 = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{B.2})$$

A matriz de rotação elementar em torno do eixo z dada por um ângulo ψ é:

$$\mathbf{C}_3 = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (\text{B.3})$$

Assim, para se obter a matriz completa de rotação C_{321} (Matriz de Atitude), do referencial NED (ou terrestre) para o corpo, é realizado o produto, que se encontra na equação B.4. A transformação inversa, do referencial final para o inicial C_{321}^{-1} , também pode ser realizada, devido à propriedade de ortogonalidade das matrizes de rotação. Para a rotação utilizada (sequência 321), a singularidade resultante ocorre nos múltiplos de $\pi/2$ do ângulo θ , não sendo possível representar todas as atitudes possíveis do sistema.

$$C_{321} = C_1(\phi)C_2(\theta)C_3(\psi) \quad (\text{B.4})$$

Caso seja necessário realizar uma transformação do sistema de referência aerodinâmico para o do corpo, a matriz de rotação expressa na equação B.5 pode ser utilizada:

$$C_A = C_1(0)C_2(\alpha)C_3(-\beta) \quad (\text{B.5})$$

B.2 – CINEMÁTICA DOS ÂNGULOS DE EULER

A cinemática dos ângulos de Euler -sua variação temporal- é obtida a partir do vetor de velocidades angulares do corpo (ω), que descreve as taxas instantâneas de rotação em relação ao espaço inercial, escritas em torno dos eixos do sistema girante. A cinemática depende da parametrização de atitude escolhida. Na figura B.1 também são demonstradas as taxas de variação dos ângulos de Euler e como eles se relacionam à cinemática de rotação na sequência 321.

Para o caso da sequência de rotação 321, a equação pode ser escrita de forma:

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \mathbf{C}_1(\phi)\mathbf{C}_2(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \mathbf{C}_1(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{B.6})$$

Resolvendo o sistema de equações a partir da substituição das matrizes de rotação elementares B.1, B.2 e B.3, sendo já obtido o resultado na forma matricial, obtém-se:

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi)\cos(\theta) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi)\cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (\text{B.7})$$

As equações B.7, descrevem de maneira implícita as taxas de variação dos ângulos de Euler. Por isso é necessário encontrar a transformação inversa, que é:

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \sin(\phi) \tan(\theta) & \cos(\phi) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi) \sec(\theta) & \cos(\phi) \sec(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (\text{B.8})$$

Caso as perturbações em voo sejam pequenas (pequenos ângulos), as equações B.7 e B.8 podem ser aproximadas por:

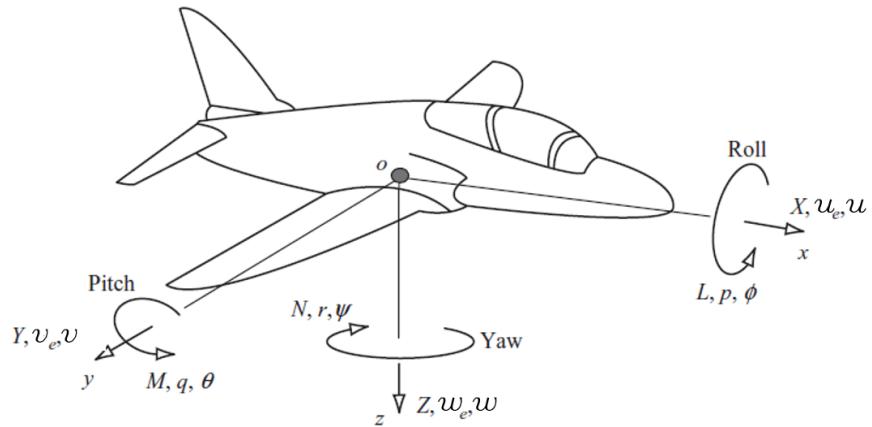
$$\begin{aligned} p &= \dot{\phi} \\ q &= \dot{\theta} \\ r &= \dot{\psi} \end{aligned} \quad (\text{B.9})$$

APÊNDICE C – EQUAÇÕES DO MOVIMENTO DE UMA AERONAVE DE CORPO RÍGIDO

As variáveis relacionadas à dinâmica e à cinemática deste tipo de sistema, além das já descritas, podem ser visualizadas na Figura C.1 e na sequência abaixo:

- u, v e w : componentes da velocidade, escritas nos eixos x, y e z do Sistema de Referência do Corpo;
- u_e, v_e e w_e : componentes da velocidade, escritas nos eixos x, y e z do Sistema de Referência do Corpo na condição de equilíbrio;
- L, M e N : Momentos Aerodinâmicos resultantes escritos nos eixos x, y e z do Sistema de Referência do Corpo. Respectivamente momentos de rolamento (Roll), arfagem (Pitch) e guinada (Yaw);
- X, Y e Z : Forças Aerodinâmicas resultantes escritas nos eixos x, y e z do Sistema de Referência do Corpo.

Figura C.1 – Variáveis relacionadas a uma aeronave de corpo rígido



Fonte: Adaptado de Cook (2011).

C.1 – DINÂMICA DE TRANSLAÇÃO

O vetor de velocidades da aeronave é descrito no Sistema de Referência do Corpo como sendo:

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (C.1)$$

O ponto de partida para se obter as acelerações da aeronave é a equação da quantidade de movimento abaixo:

$$\mathbf{P} = m \cdot \mathbf{V} \quad (C.2)$$

Onde m é a massa total e \mathbf{V} a velocidade do centro de massa em relação ao Sistema de Referência Inercial escrita no sistema de referência do corpo. Derivando-se a equação C.2 no tempo em relação ao sistema inercial, mas escrita no sistema do corpo, de maneira ($\boldsymbol{\omega}$ é o vetor velocidade angular da equação B.6) :

$$\frac{d\mathbf{P}}{dt} = \frac{dm}{dt}\mathbf{V} + m \frac{d\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times (m \cdot \mathbf{V}) \quad (C.3)$$

Assume-se a partir disso que a massa não varia no instante de tempo analisado. Temos então que a derivada da quantidade de movimento linear é igual a força externa:

$$\mathbf{F}_{ext} = m \frac{d\mathbf{V}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times (m \cdot \mathbf{V}) \quad (C.4)$$

Temos, a partir disto, que a forma compacta da equação da dinâmica de translação é:

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\frac{d\mathbf{V}}{dt} \Big|_{girante} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{V} \right) \quad (C.5)$$

Resolvendo tal equação e já calculando o produto vetorial, obtemos a dinâmica de translação:

$$\sum \mathbf{F} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - qw \\ pv - qu \end{bmatrix} \right) \quad (C.6)$$

C.2 – DINÂMICA DE ROTAÇÃO

A quantidade de movimento angular da aeronave (corpo rígido) podem ser escrita por:

$$\mathbf{H} = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} \quad (\text{C.7})$$

Sendo que a matriz de inércia (\mathbf{J}) é dada por:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{C.8})$$

Os termos I_{ii} são os momentos de inércia e os termos I_{ij} são os produtos de inércia. Da segunda lei de Newton, derivando a equação C.7 no tempo se obtém os torques (momentos externos) atuantes na aeronave:

$$\sum \mathbf{M} = \frac{d\mathbf{H}}{dt} \Big|_{\text{Inercial}} \quad (\text{C.9})$$

Nesta equação, os momentos e a quantidade de movimento devem ser considerados a partir de um braço de alavanca partindo do Centro de Massa da aeronave. Caso contrário, necessita-se levar em conta as acelerações iniciais do ponto tomado como base. Aplicando-se a regra da derivada de um vetor girante em relação a um inercial na equação C.9, devido a este ser um vetor escrito no Sistema do Corpo (girante), obtém-se:

$$\sum \mathbf{M} = \frac{d\mathbf{H}}{dt} \Big|_{\text{girante}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H} \quad (\text{C.10})$$

Na existência de simetria longitudinal em relação ao plano xz do Sistema de Referência do Corpo (caso que ocorre para a maioria das aeronaves), os produtos de Inércia I_{xy} e I_{yz} são nulos. Assim, a matriz de inércia se torna:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{zx} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{C.11})$$

A partir de tal constatação e resolvendo a equação C.10, encontramos que a dinâmica de rotação da aeronave corpo rígido é dada por:

$$\sum \mathbf{M} = \begin{bmatrix} I_{xx} \dot{p} - (I_{yy} - I_{zz}) q r - I_{xz}(p q + \dot{r}) \\ I_{yy} \dot{q} - (I_{xx} - I_{zz}) p r - I_{xz}(p^2 - r^2) \\ I_{zz} \dot{r} - (I_{xx} - I_{yy}) p q - I_{xz}(q r + \dot{p}) \end{bmatrix} \quad (\text{C.12})$$

ou explicitando as derivadas ($I_{xz} = 0$):

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{M_x + I_{yy} q r - I_{zz} q r}{I_{xx}} \\ \frac{M_y - I_{xx} p r + I_{zz} p r}{I_{yy}} \\ \frac{M_z + I_{xx} p q - I_{yy} p q}{I_{zz}} \end{bmatrix} \quad (C.13)$$

C.3 – CINEMÁTICA DE TRANSLAÇÃO

A cinemática de translação analisa o movimento da aeronave sem considerar suas causas. Assim, o vetor das distâncias percorridas por ela no sistema inercial é:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ z_0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_0 \\ y_0 \\ -H \end{bmatrix} \quad (C.14)$$

A velocidade da aeronave no sistema inercial (V_0) é encontrada por:

$$\mathbf{V}_0 = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{321}^T \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (C.15)$$

Onde u , v e w são, respectivamente, as velocidades em x , y e z no Sistema de Referência do Corpo. Resolvendo a equação C.15, encontramos as velocidades no sistema inercial em função das velocidades no sistema do corpo e dos ângulos ϕ , θ e ψ :

$$\dot{x}_0 = u \cos \psi \cos \theta + (\sin \phi \cos \psi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi)v + (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi)w \quad (C.16)$$

$$\dot{x}_0 = u \sin \psi \cos \theta + (\sin \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \phi \cos \psi)v + (\cos \phi \sin \psi \sin \theta + \sin \phi \cos \psi)w \quad (C.17)$$

$$\dot{H} = u \sin \theta - v \sin \phi \cos \theta - w \cos \phi \cos \theta \quad (C.18)$$

Existe a possibilidade de trabalhar com a velocidade no sistema aerodinâmico, as-

sim a relação é dada por:

$$\mathbf{V}_0 = \begin{bmatrix} \dot{x}_0 \\ \dot{y}_0 \\ \dot{z}_0 \end{bmatrix} = \mathbf{C}_{321}^T \mathbf{C}_A \begin{bmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (\text{C.19})$$

Resolvendo a equação C.19, encontramos as velocidades no sistema inercial em função da velocidade aerodinâmica (V), ângulo de ataque (α) e ângulo de derrapagem (β):

$$\begin{aligned} \dot{x}_0 = & V \cos \alpha \cos \beta \cos \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \phi \cos \psi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi) + \\ & V \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \cos \psi \sin \theta + \sin \phi \sin \psi) \end{aligned} \quad (\text{C.20})$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_0 = & V \cos \alpha \cos \beta \sin \psi \cos \theta + V \sin \beta (\sin \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \phi \cos \psi) + \\ & V \sin \alpha \cos \beta (\cos \phi \sin \psi \sin \theta + \sin \phi \cos \psi) \end{aligned} \quad (\text{C.21})$$

$$\dot{H} = V \cos \alpha \cos \beta \sin \theta - V \sin \beta \sin \phi \cos \theta - V \sin \alpha \cos \beta \cos \phi \cos \theta \quad (\text{C.22})$$

Para resolver as equações apresentadas, tanto para o sistema de referência do corpo quanto para o aerodinâmico, é necessário saber as condições iniciais x_0 , y_0 e H e o comportamento das velocidades e ângulos de Euler. Além disso, um conjunto auxiliar de equações pode ser utilizado, sendo elas:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{w}{u} \right) \quad (\text{C.23})$$

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{u}{V} \right) \quad (\text{C.24})$$

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (\text{C.25})$$

As equações acima são utilizadas quando se deseja trabalhar com as equações diferenciais relacionadas ao sistema aerodinâmico. Caso necessário realizar o caminho contrário, e encontrar as velocidade u , v e w , as equações abaixo podem ser utilizadas.

$$u = V \cos \alpha \cos \beta \quad (\text{C.26})$$

$$v = V \sin \beta \quad (\text{C.27})$$

$$w = V \sin \alpha \cos \beta \quad (\text{C.28})$$

C.4 – FORÇAS E MOMENTOS ATUANTES NA AERONAVE

É de suma importância uma precisa análise de forças e momentos atuantes em qualquer sistema analisado, para que se entenda o problema corretamente. No caso de aeronaves, a força resultante é basicamente a soma das contribuições da força gravitacional \mathbf{F}_g , propulsiva \mathbf{F}_p e aerodinâmica \mathbf{F}_A :

$$\mathbf{F}_r = \mathbf{F}_g + \mathbf{F}_p + \mathbf{F}_A \quad (\text{C.29})$$

E o momento resultante é a soma dos momentos propulsivo \mathbf{M}_p e aerodinâmico \mathbf{M}_A :

$$\mathbf{M}_r = \mathbf{M}_p + \mathbf{M}_A \quad (\text{C.30})$$

A seguir, tais parcelas dos somatórios, que atuam na dinâmica da aeronave são descritos.

C.4.1 – Força Gravitacional

A força gravitacional tem direção normal ao plano terrestre e age diretamente no centro de massa da aeronave, sendo relacionada com o sistema de referência terrestre.

$$(\mathbf{F}_g)_T = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m g \end{bmatrix} \quad (\text{C.31})$$

C.4.2 – Força e Momento Propulsivo

A força propulsiva está relacionada à força de tração do motor. Como para a aeronave utilizada a mesma está paralela ao eixo x do corpo e a linha de tração se encontra

no plano longitudinal ela é dada por:

$$(\mathbf{F}_p)_b = \begin{bmatrix} F \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (C.32)$$

Caso exista um braço de alavanca entre a tração e o centro de massa da aeronave, a equação do momento propulsivo é dada a partir do vetor r_p , que descreve o ponto de aplicação da tração resultante em relação ao Centro de Massa da aeronave. Este vetor está contido no plano xz do sistema de referência do corpo e é dado por:

$$\mathbf{r}_p = \begin{bmatrix} x_p \\ 0 \\ z_p \end{bmatrix} \quad (C.33)$$

O momento propulsivo é encontrado pela equação C.34. Onde x_p e z_p são, respectivamente, os braços de alavanca da tração do motor nos eixos x e z , T é a tração do motor e α_T o ângulo de incidência propulsivo (entre o eixo de ação da tração e o eixo x do corpo).

$$\mathbf{M}_p = \begin{bmatrix} 0 \\ z_p T \cos(\alpha_T) + x_p T \sin(\alpha_T) \\ 0 \end{bmatrix} \quad (C.34)$$

C.4.3 – Forças e Momentos Aerodinâmicos

As forças aerodinâmicas no Referencial Aerodinâmico são:

$$\mathbf{F}_A = \begin{bmatrix} -D \\ Y \\ -L \end{bmatrix} \quad (C.35)$$

Onde L , D e Y são, respectivamente, a força de Sustentação (Eq. C.36), Arrasto (Eq. C.37) e Lateral (Eq. C.38). É assumido que a resultante delas ocorre no Centro de Massa da aeronave e que levam em consideração a contribuição de todos os componentes da aeronave.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (C.36)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (C.37)$$

$$Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_Y \quad (\text{C.38})$$

Sendo ρ a densidade atmosférica, V o módulo da velocidade, S a área de referência da asa, C_L o Coeficiente de sustentação, C_D o Coeficiente de arrasto e C_Y o Coeficiente de força lateral.

Os momentos aerodinâmicos são descritos no sistema de referência do corpo por:

$$\mathbf{M}_A = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (\text{C.39})$$

Onde l é o momento de rolamento, que é dado por:

$$l = \frac{1}{2} \rho V^2 S b C_l \quad (\text{C.40})$$

O momento de arfagem m é dado por:

$$m = \frac{1}{2} \rho V^2 S \bar{c} C_m \quad (\text{C.41})$$

E o momento de guinada n é:

$$n = \frac{1}{2} \rho V^2 S l C_n \quad (\text{C.42})$$

Sendo que b é a envergadura da asa, e \bar{c} a corda média aerodinâmica da asa; C_l o coeficiente de rolamento; C_m o coeficiente de arfagem e C_n o coeficiente de guinada.

Os coeficientes utilizados tanto para o caso das forças como os momentos aerodinâmicos são funções, e dependem do:

- Ângulo de ataque (α) e sua variação ($\dot{\alpha}$);
- Ângulo de derrapagem (β) e variação dele ($\dot{\beta}$);
- Número de Mach (M) e de Reynolds (Re);
- Velocidades angulares p , q e r .

APÊNDICE D – MODELO DE VENTO

O modelo de vento aplicado neste trabalho tem como objetivo simular uma Tesoura de Vento (em inglês - *Windshear*), para isso, existem modelos de rajada que podem ser utilizados. O modelo utilizado parte inicialmente da definição da presença e a distância da aeronave na região de atuação do Vento por:

$$r = \sqrt{(x_0 - x_{0w})^2 + (y_0 - y_{0w})^2} \quad (D.1)$$

Se a distância calculada for menor que o raio de atuação do vento (r_w), existe a influência do vento na dinâmica do movimento da aeronave. Assim, calcula-se as componentes radial:

$$V_{wr} = V_{wrx} \cdot \sin\left(\frac{\pi \cdot r}{r_w}\right) \quad (D.2)$$

onde V_{wrx} é a velocidade máxima radial da tesoura de vento e V_{wr} é a velocidade de atuação na aeronave. Esta componente deve ser decomposta nas direções do Sistema de Referência terrestre de forma:

$$V_{wx} = V_{wr} \cdot \sin(\mu_e) \quad (D.3)$$

$$V_{wy} = V_{wr} \cdot \cos(\mu_e) \quad (D.4)$$

onde:

$$\mu_e = \arctan\left(\frac{x_0 - x_{0w}}{y_0 - y_{0w}}\right) \quad (D.5)$$

A componente vertical da tesoura de vento é dada por uma função cosseno em relação ao raio:

$$V_{wz} = V_{wzv} \cdot \cos\frac{\pi \cdot r}{2 * r_w} \quad (D.6)$$

onde V_{wzv} é a velocidade máxima vertical da tesoura de vento. A partir disso, tais componentes são rebatidas para o sistema de referência do corpo, a fim de serem adicionadas à velocidade aerodinâmica da aeronave.