

UNESP
UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ

MAYLLE CRISTIANE EMMERICK

ESTUDO DA ESTABILIDADE DINÂMICA E CONTROLE DA AERONAVE AF-X
DA EQUIPE AEROFEG

Guaratinguetá

2011

MAYLLE CRISTIANE EMMERICK

ESTUDO DA ESTABILIDADE DINÂMICA E CONTROLE DA AERONAVE AF-X DA
EQUIPE AEROFEG

Trabalho de Graduação apresentado
ao Conselho de Curso de Graduação
em Engenharia Mecânica da
Faculdade de Engenharia do
Campus de Guaratinguetá,
Universidade Estadual Paulista,
como parte dos requisitos para
obtenção do diploma de Graduação
em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Víctor Orlando Gamarra Rosado

Guaratinguetá

2011

E543e Emmerick, Maylle Cristiane
Estudo da estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe
AeroFEG / Maylle Cristiane Emmerick – Guaratinguetá : [s.n], 2011.
48 f : il.
Bibliografia: f. 48

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade
Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2011.
Orientador: Prof. Dr. Víctor Orlando Gamarra Rosado

1. Aeronaves - controle I. Título

CDU 629.723

MAYLE CRISTIANE EMMERICK

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO
COMO PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Mauro Hugo Mathias
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:



Prof. Dr. VÍCTOR ORLANDO GAMABRA BUSADO
Orientador / UNESP-FEG



Prof. Dr. FERNANDO DE AZEVEDO SILVA
UNESP-FEG



Prof. Dr. DURYAL LUIZ SILVA RICCHELI
UNESP-FEG

Dezembro de 2011

**DADOS CURRICULARES
MAYLLE CRISTIANE EMMERICK**

NASCIMENTO 10.11.1989 – Taubaté / SP

FILIAÇÃO Jared Emmerick

Clacy Camargo Emmerick

2007/2011 Curso de Graduação

Faculdade de Engenharia Campus de Guaratinguetá – UNESP.

AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar agradeço ao meu Deus, que com sua infinita bondade e graça me concedeu sabedoria e inteligência para conduzir minha vida,

ao meu orientador, *Prof. Dr. Víctor Orlando Gamarra Rosado*, que contribuiu para o desenvolvimento deste trabalho com seu apoio e dedicação,

ao meu pai *Jared* que com sua paciência me ensinou a enfrentar as dificuldades da vida com naturalidade,

à minha mãe *Clacy* que com sua garra me ajudou a superar todos os desafios acreditando sempre no meu potencial,

à minha irmã *Suélen* que sempre esteve ao meu lado e meu sobrinho *Guilherme* que com sua alegria renovava minhas energias nos momentos de desânimo,

à minha irmã *Shirley*, em memória, que deixou a mim um exemplo de vida, força e determinação,

à equipe *Aerofeg* que me possibilitou anos de trabalho em grupo e conquistas,

ao *Rafael Moreira* que me apoia em todos os momentos com seu carinho e dedicação.

Ao meu pai, mãe e irmã que sempre acreditaram em mim e me deram o apoio necessário para que eu pudesse me desenvolver.

EMMERICK, M. C.; **Estudo da Estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe AeroFEG, 2011, 48f.** Trabalho de graduação (Graduação em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo estudar a estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X da equipe AeroFEG de aerodesign e que estes resultados venham a contribuir com a mesma no desenvolvimento do seu relatório de projeto teórico para a competição, bem como apresentar as deficiências de estabilidade que a mesma possa vir a ter para a prova prática. Primeiramente, apresentou-se as forças e movimentos da aeronave, para definir assim as equações de movimento da mesma. Após definida as equações de movimento, foram encontradas as respostas das funções transferência das variáveis em estudo de forma a aeronave ser analisada sob a estabilidade longitudinal e látero-direcional. Obteve-se as respostas da aeronave e através do Método do Lugar Geométrico dos Pólos determinam-se os ganhos para melhorar estas respostas e diminuir os overshoots. Por fim, apresenta-se algumas mudanças e melhorias que devem ser consideradas para aumento da estabilidade. Considerações que devem ser levadas em conta da aeronave, como por exemplo superfície da aeronave, apresentando a característica e melhorando seu comportamento frente as perturbações sofridas.

Palavras-chave: Estabilidade Dinâmica, Controle, Aeronave.

EMMERICK, M. C.; **Study of Dynamic Stability and control of the aircraft AF-X team AeroFEG, 2011, 48f.** Graduate work (Degree in Mechanical Engineering) – Engineering College Campus Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

ABSTRACT

The present work aims to study the stability and control of the aircraft AF-X of AeroFEG team for AeroDesign to contribute with it in developing its theoretical project report for the competition and present the shortcomings of stability that it might measures for the practical test. In the first moment, it was presented forces and motion of the aircraft, so to define the equations of motion. After the equations of motion were calculated, the transfer functions were found and the aircraft response was analyzed under longitudinal stability and lateral-directional. We obtained responses from the aircraft and through the method of Root Locus the gains required to improve responses and reduce the overshoot, finally some changes and improvements for increased stability have been addressed. The study covered all the motions and control surfaces of the aircraft, showing the characteristics and behavior of the front disruptions, as well as opportunities for gains and improvements.

Keywords: Dynamic Stability, Control, Aircraft.

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AeroFEG – Equipe de Aerodesign da Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá

AF-X – Aeronave da equipe de aerodesign construída no ano de 2010

SAE Brasil – Sociedade Automotiva de engenharia do Brasil

MLGP's – Método do Lugar Geométrico dos Pólos

Root Locus – Lugar das Raízes

FBW – Fly by wire Sistema de controle de voo

LISTA DE SÍMBOLOS

L	Momento de rolagem da aeronave
M	Momento de arfagem da aeronave
N	Momento de guinada da aeronave
p	Taxa de variação do ângulo de rolagem
q	Taxa de variação do ângulo de arfagem
r	Taxa de variação do ângulo de guinada
U	Velocidade axial da aeronave
U_e	Velocidade axial na condição de equilíbrio
u	Taxa de variação da velocidade axial
V	Velocidade lateral da aeronave
V_e	Velocidade lateral na condição de equilíbrio
v	Taxa de variação da velocidade lateral
X	Força resultante no eixo x
x_0	Eixo horizontal inercial
x_b	Eixo longitudinal da aeronave
Y	Força resultante no eixo y
y_0	Eixo transversal inercial
y_b	Eixo lateral da aeronave
Z	Força resultante no eixo z
z_0	Eixo vertical inercial
z_b	Eixo vertical da aeronave
W	Velocidade normal da aeronave
W_e	Velocidade normal na condição de equilíbrio
p	Taxa de variação da velocidade axial
α	Ângulo de ataque da aeronave

α_e	Ângulo de ataque na condição de equilíbrio
θ	Ângulo de arfagem da aeronave
Ψ	Ângulo de guinada da aeronave
Φ	Ângulo de rolagem da aeronave

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Sistema de coordenadas.....	17
Figura 2 – Movimentos, forças e momentos na aeronave.....	18
Figura 3 – Diagrama de respostas da aeronave.....	20
Figura 4 – Mapa de raízes (Root Locus).....	22
Figura 5 – Diagrama de blocos com ganho.....	23
Figura 6 – Forças e momentos atuantes na aeronave.....	25
Figura 7 – Gráfico do lugar das raízes.....	29
Figura 8 – Escala menor do gráfico do lugar das raízes.....	29
Figura 9 – Resposta da velocidade axial em função do ângulo do profundor.....	31
Figura 10 – Gráfico dos lugares das raízes e pólos para ângulo de arfagem.....	31
Figura 11 – Resposta do ângulo de arfagem em relação ao comando do profundor.....	32
Figura 12 – Gráfico dos lugares das raízes e pólos para velocidade angular.....	32
Figura 13 – Resposta da velocidade angular.....	32
Figura 14 – Resposta da velocidade axial com ganho.....	33
Figura 15 – Resposta do ângulo de arfagem com ganho.....	34
Figura 16 – Resposta da velocidade angular com ganho.....	34
Figura 17 – Gráfico dos lugares geométricos dos pólos para velocidade lateral.....	39
Figura 18 – Resposta da velocidade lateral.....	39
Figura 19 – Gráfico dos lugares geométricos dos pólos para Φ	40
Figura 20 – Resposta do ângulo de rolagem Φ	40
Figura 21 – Gráfico do MLGP's para taxa de rolagem.....	40
Figura 22 – Resposta da taxa de rolagem.....	41
Figura 23 – Gráfico do MLGP's para ângulo de guinada.....	41
Figura 24 – Resposta do ângulo de guinada.....	41
Figura 25 – Gráfico do MLGP's para taxa de guinada.....	42
Figura 26 – Resposta da taxa de guinada.....	42
Figura 27 – Resposta da taxa de rolagem com ganho.....	43
Figura 28 – Resposta da taxa de guinada com ganho.....	44
Figura 29 – Diagrama de blocos com FBW.....	45
Figura 30 – Exemplo de diedro.....	46

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	13
1.1	Justificativa.....	14
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	15
3	METODOLOGIA.....	17
3.1	Sistemas de Coordenadas.....	17
3.1.1	Eixos da aeronave.....	17
3.2	Equações de movimentos e funções transferência.....	18
3.3	Método dos Lugares Geométricos e Simulações Computacionais.....	21
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	24
4.1	Condições de Trimagem.....	24
4.2	Estudo da Estabilidade Dinâmica Longitudinal.....	26
4.2.1	Cálculo das Funções Resposta.....	26
4.2.2	Características Dinâmicas.....	28
4.2.3	Análise do controle e MLGP's.....	31
4.2.4	Respostas finais.....	33
4.3	Estudo da Estabilidade Látero-direcional.....	35
4.3.1	Cálculo das Funções Resposta.....	35
4.3.2	Características Dinâmicas.....	37
4.3.3	Análise do controle e MLGP's.....	38
4.3.4	Respostas finais.....	43
4.4	Aumento da estabilidade.....	44
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS.....	47
6	REFERÊNCIAS.....	48

1 INTRODUÇÃO

O presente trabalho tem por objetivo estudar a estabilidade dinâmica e controle da aeronave AF-X construída pela equipe de aerodesign da Faculdade de engenharia de Guaratinguetá para participar da competição de aerodesign promovida pela SAE Brasil.

A competição citada acima reúne diversas faculdades de todo o país e algumas internacionais para projetar uma aeronave com o objetivo de carregar o maior peso. A pontuação por peso carregado leva em consideração a eficiência estrutural da aeronave, distância percorrida na pista para decolagem, e o projeto como um todo da mesma avaliado pelo relatório de projeto. Além desta pontuação existem alguns bônus por distância da pista utilizada no pouso e acuracidade do peso previsto.

A aeronave deve ser o mais leve possível e obedecer algumas regras de dimensão especificadas pelo comitê a cada ano, geralmente tem-se um valor de somatório de dimensões fixo e estabelecido pela regra da competição. O motor utilizado é igual para todas as equipes, portanto o desempenho do avião depende única exclusivamente de suas características definidas pela equipe, e é nesta parte que está a importância de realizar um estudo da estabilidade e controle da mesma.

A estabilidade de uma aeronave representa a sua capacidade de retornar a posição de equilíbrio depois de ter sofrido uma perturbação, estas perturbações podem ser atmosféricas ou geradas pelo controle do piloto. As características da atmosfera são geralmente rajadas de vento, gradiente de velocidade do vento ou turbulências do ar. Para uma aeronave pequena, como é o caso do AF-X, a influência de rajadas de vento e do vento lateral ocorre com maior intensidade e portanto a mesma necessita de uma estabilidade maior sem perder a capacidade de realizar as manobras necessárias ao piloto.

Neste trabalho avalia-se a estabilidade do AF-X, voltados principalmente aos princípios de estabilidade dinâmica frente ao movimento em torno dos três eixos: Guinada (eixo Z), Arfagem (eixo Y) e rolagem (eixo X). Utilizando os softwares Matlab e Simulink são analisadas as respostas do sistema em cada um dos movimentos citados acima e através do Método dos lugares geométricos será proposto um sistema de controle a fim de diminuir os overshoots encontrados.

1.1 Justificativa

A equipe AeroFEG ainda não tem um estudo completo da estabilidade dinâmica de sua aeronave, e este é um dos temas obrigatórios do Relatório de Projeto da competição. O trabalho de graduação servirá como literatura de apoio para as futuras equipes na execução do relatório de projeto já que foi baseado na aeronave da equipe e não em uma aeronave real como a maioria da literatura encontrada.

Além da contribuição teórica, durante a prova prática a aeronave está sujeita a diversas condições naturais adversas e com o presente estudo será possível encontrar alternativas para aumentar a controlabilidade da mesma melhorando seu desempenho.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Desde a construção da primeira aeronave controlada a indústria aeronáutica tem evoluído muito e feito significativos progressos. Entretanto, os problemas de estabilidade e controle que os primeiros aviadores enfrentaram eram na maioria das vezes consideráveis, já que a qualidade de suas aeronaves eram muitas vezes menores que o satisfatório. Dessa forma muitos estudiosos começaram a estudar os problemas de estabilidade e controle.

Acredita-se que o trabalho publicado de Bryan (1911) e Lanchester (1908) foram os primeiros estudos sólidos sobre o assunto. Conduzindo muitos experimentos com modelos de aeronave Lanchester foi capaz de observar e descrever matematicamente com sucesso algumas características dinâmicas da aeronave. A beleza do trabalho de Lanchester foi sua praticidade e simplicidade teórica sendo assim de fácil aplicação e interpretação. Bryan, por outro lado foi um matemático que escolheu aplicar sua energia para os problemas de estabilidade e controle de aeronaves. (COOK, 2007, p. 1).

Encontra-se pouca literatura em português sobre o tema, apenas algumas apostilas de faculdades de Engenharia Aeronáutica que são mais simplificadas e baseadas nos livros em inglês. Algumas literaturas antigas ainda são utilizadas e quando se trata da teoria de controle moderno aplicada à estabilidade e controle, bem como o uso de programas de simulações as bases teóricas ficam ainda mais restritas.

Cook (2007) aborda a estabilidade dinâmica da aeronave voltada para as respostas da mesma em relação às pequenas perturbações sofridas nas variáveis de controle. Envolve a teoria de controle moderno aplicada à estabilidade e controle de aeronaves.

Dinâmica de voo é sobre o movimento relativamente curto da aeronave em resposta a controles ou a distúrbios externos como turbulência atmosférica. O movimento de interesse pode variar de pequenas variações da condição de equilíbrio até a manobras de amplitude muito grande quando o comportamento aerodinâmico normal pode-se tornar não linear. A dinâmica de voo moderna está preocupada não só com a dinâmica, estabilidade e controle básicas da aeronave, mas também com as interações, algumas vezes complexas, entre aeronave e sistemas de controle de voo (COOK, 2007, p. 1).

Em adição a estabilidade estática, a aeronave deve ser também dinamicamente estável. Uma aeronave pode ser considerada dinamicamente estável se, depois de iniciado um distúrbio da sua posição de equilíbrio, o movimento que se segue diminui com o tempo. De interesse particular do piloto e do projetista é o grau de estabilidade dinâmica. O grau requerido de estabilidade é usualmente especificado pelo tempo que o movimento leva para amortecer metade da sua amplitude inicial ou, no caso de um movimento instável, o tempo que leva para que a amplitude inicial ou distúrbio dobre. Também de interesse é a frequência ou período da oscilação (NELSON, 1989, p 40).

Na abordagem específica da teoria de controle moderno bem como utilização de programas de simulação de sistemas de controle, utilizou-se o Ogata (2003) cuja didática simples abordando diversos métodos de resolução de problemas facilita o entendimento, bem como o Nise (2009) com uma abordagem mais voltada ao uso dos softwares de simulação.

No presente trabalho as duas bibliografias mais utilizadas foram Nelson (1989) e Cook (2007), porém este tem uma abordagem mais específica para a área de controle cujo tema foi amplamente abordado no trabalho e aquele apresenta uma abordagem mais simplificada dos movimentos dinâmicos e estabilidade dos mesmos. O Nelson (1989) possui uma linguagem de mais fácil entendimento, ideal para quando se está iniciando no campo de estabilidade e controle, porém o Cook (2007) quando já se tem um pouco de conhecimento é mais claro e específico sobre o tema.

3 METODOLOGIA

3.1 Sistemas de Coordenadas

3.1.1 Eixos da Aeronave

Para o bom desenvolvimento do presente trabalho é imprescindível abordar quais são os eixos utilizados e considerados na análise, a fim de apresentar de forma clara os movimentos analisados. Para estudos da aeronave estabelece-se um sistema de eixos ox_w , oy_w e oz_w com origem no centro de gravidade da mesma conforme mostrado na Figura 1 que se movimentará com relação ao referencial inercial ox_0 , oy_0 , oz_0 . Os movimentos analisados são todos considerados em torno do eixo do avião e correlacionados por ângulos com os eixos inerciais para construir as equações de movimento.

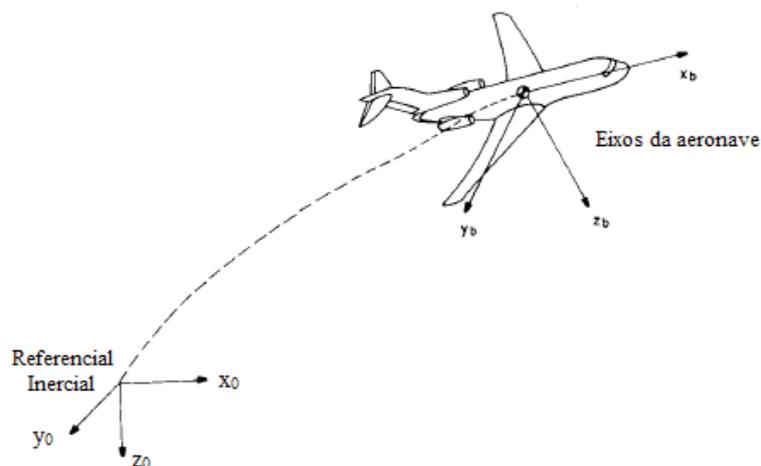


Figura 1: Sistema de coordenadas (COOK, 2007)

Conforme citado depende-se dos ângulos para descrever corretamente os movimentos da aeronave, o ângulo α é o principal deles, chamado de ângulo de arfagem, ou ângulo de ataque. É o ângulo formado entre o eixo x_b da aeronave e o eixo x_0 de referência. Ele varia de acordo com o movimento da aeronave demonstrando o grau de inclinação desta e para que se mantenha em voo nivelado deve-se calcular qual é o ângulo de ataque na condição de equilíbrio, o chamado α_e .

Agora que já conhece-se os eixos nos quais o avião será referenciado, aborda-se os tipos de movimentos e os nomes dados a estes na aeronáutica. A Figura 2 é auto-explicativa quando se trata de movimentos, ao observá-la pode-se inserir que o movimento de rolagem é em torno do eixo x_b , o movimento de arfagem é em torno do eixo y_b e o movimento de guinada em torno do eixo z_b . Para estudar estes movimentos inicialmente assume-se que a aeronave está voando em equilíbrio, com velocidade constante, ou seja, na condição de equilíbrio (condição de trim) cujos parâmetros serão calculados no item 4.1.

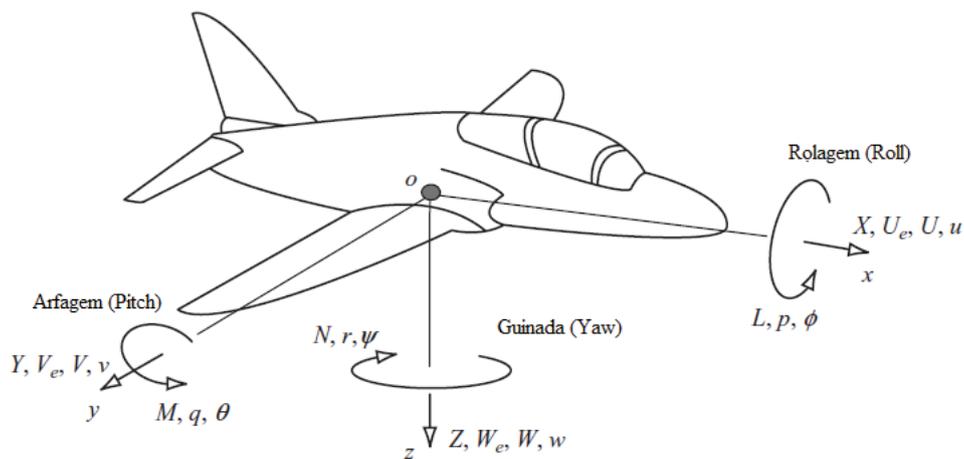


Figura 2: Movimentos, forças e momentos na aeronave (COOK, 2007)

3.2 Equações de Movimento e Funções Transferência

A estabilidade é estudada através das funções transferências de resposta da aeronave em função de cada pequena perturbação sofrida nas superfícies de controle: aileron, leme e profundor.

Sendo o aileron, a superfície localizada na parte traseira da asa e que é responsável pelo comando de movimento de rolagem da aeronave, o leme é a superfície localizada na parte traseira da aeronave e responsável pelo comando de movimento de guinada do avião, já o profundor está localizado abaixo do leme e é responsável pelo movimento de arfagem da aeronave (pouso e decolagem).

Para obter as funções transferência necessita-se primeiramente obter as equações de movimento da aeronave. Para isso avalia-se os movimentos da mesma conforme já

descritos previamente e mostrados na Figura 2.

Decompondo as acelerações inerciais em ambos os eixos e aplicando a segunda lei de Newton tem-se as forças resultantes em cada eixo, e conseqüentemente os momentos produzidos pelas forças. De acordo com Cook (2007) podemos aplicar esta teoria para um sistema que sofre pequenas perturbações adicionando um incremento nas forças e momentos resultantes.

Na abordagem de Bryan (1911) as forças e momentos resultantes na aeronave são devidos aos efeitos aerodinâmicos, efeitos gravitacionais, movimentos de controles aerodinâmicos, efeitos de tração do motor e distúrbios atmosféricos. Considerando que a aeronave está inicialmente em voo nivelado, ou seja, na condição de trim que será calculada no item 4.1 através das forças e momentos resultantes, e que as forças devido aos distúrbios atmosféricos são nulas, tem-se as seguintes equações de (1) a (6) que descrevem o movimento da aeronave:

$$m(\dot{u} + qW_e) = X_a + X_g + X_c + X_p \quad (1)$$

$$m(\dot{v} - pW_e + rU_e) = Y_a + Y_g + Y_c + Y_p \quad (2)$$

$$m(\dot{w} - qU_e) = Z_a + Z_g + Z_c + Z_p \quad (3)$$

$$I_x\ddot{\phi} - I_{xz}\dot{r} = L_a + L_g + L_c + L_p \quad (4)$$

$$I_y\dot{q} = M_a + M_g + M_c + M_p \quad (5)$$

$$I_z\dot{r} - I_{xz}\dot{p} = N_a + N_g + N_c + N_p \quad (6)$$

Sendo que,

m : massa da aeronave com peso carregado

\dot{u} : velocidade axial

\dot{v} : velocidade lateral

\dot{w} : velocidade angular

q : taxa de perturbação da arfagem

p : taxa de perturbação da rolagem

r : taxa de perturbação da guinada

W_e : Velocidade normal de equilíbrio

U_e : Velocidade axial de equilíbrio

I_x : Momento de inercia em torno do eixo x

I_y : Momento de inercia em torno do eixo y

I_z : Momento de inercia em torno do eixo z

I_{xz} : Momento de inercia no plano xz

Através da teoria da aerodinâmica pode-se retirar de Cook [2007] os cálculos para cada uma das forças e momentos, assim obtém-se a matriz de movimento da aeronave para pequenas perturbações. Aplicando a teoria de Lapidasse e posteriormente regra de Cramer para separar a matriz em equações, são obtidas as funções transferências de resposta para a aeronave em função de cada superfície de controle: profundor (η), aileron (ξ) e leme (ζ) conforme esquematizado na Figura 3 abaixo:



Figura 3: Diagrama de respostas da aeronave (COOK, 2007)

As seguintes variáveis são apresentadas na Figura 3:

η : Variação do ângulo de comando do profundor

ξ : Variação do ângulo de comando do leme

ζ : Variação do ângulo de comando do aileron

u : Taxa de variação da velocidade axial

w : Taxa de variação da velocidade normal

θ : Variação do ângulo de arfagem

v : Taxa de variação da velocidade lateral

ϕ : Variação do ângulo de rolagem

ψ : Variação do ângulo de arfagem

As respostas são dadas de forma genérica para uma aeronave em função das chamadas derivadas de controle onde leva-se em consideração diversos parâmetros

estruturais e de características aerodinâmicas. Conforme visto na Figura 3 a análise da estabilidade dinâmica e controle é dividida em longitudinal e lateral, também chamada de látero-direcional.

O movimento chamado longitudinal do avião consiste no deslocamento devido ao comando do profundor, e a aceleração devido à força de tração do motor, que neste trabalho não é abordada já que o motor é padronizado para todas as equipes e não há a possibilidade de alterar para ganho em estabilidade. O profundor controla o movimento de arfagem da aeronave.

Os movimentos chamados laterais e direcionais do avião consistem no deslocamento devido ao comando do leme e aileron. O leme dá a direção da aeronave, controlando o movimento de guinada, bem como o aileron controla o movimento de rolagem da aeronave.

Este trabalho não tem como objetivo principal apresentar todas as equações de movimento, derivadas de controle, funções transferência de resposta e coeficientes aerodinâmicos e nem a forma como cada um destes foi obtidos, pois o mesmo se prolongaria por demais e estes citados acima podem ser encontrado na bibliografia comentada. No item 4.2 onde a estabilidade longitudinal é estudada, apresenta-se um exemplo completo com todas estas equações e a forma como foram obtidos os coeficientes, a partir deste pode-se facilmente entender os outros movimentos a partir de Cook (2007) e Nelson (1989).

3.3 Método dos Lugares Geométricos e Simulações Computacionais

No movimento longitudinal tem-se apenas uma equação característica, através da qual retira-se todas as características dinâmicas da aeronave para este movimento, esta função é o denominador de todas as funções respostas deste movimento, como conhecido da teoria de controle. Analogamente para o movimento látero-direcional tem-se uma outra equação característica que fornece as características de estabilidade e controle para estes dois movimentos.

É através das raízes das equações características que se tem todas as informações necessárias a cerca da estabilidade da aeronave, sendo as funções transferências focadas

para a controlabilidade da mesma. Existem duas formas de analisar as raízes, de forma matemática utilizando o critério de Routh–Hurwitz e a segunda de forma gráfica pelo Método dos Lugares geométricos dos pólos (MLGP's). Neste trabalho, escolheu-se a segunda análise e plotando o gráfico mapa das raízes no plano s , também chamado Root Locus, pode-se inferir deste todas as informações necessárias.

A primeira análise que se faz é que o lado esquerdo do gráfico representa a região estável da aeronave, portanto raízes reais negativas indicam uma aeronave estável para o movimento em questão. Uma raiz localizada no lado de cima e no lado debaixo do mapa indica um movimento oscilatório tanto amortecido no caso da metade direita quanto não amortecido na metade esquerda, já uma localizada sobre o eixo real representa movimento não oscilatório da aeronave e tem como característica dinâmica o período e não possui coeficiente de amortecimento e frequência natural como no caso de oscilatório.

Na Figura 4 representa-se apenas o segundo quadrante do mapa de raízes que mostra a área estável da aeronave e como o gráfico abaixo do eixo real é apenas um espelho da parte de cima, geralmente opta-se por mostrar apenas o segundo e as vezes o primeiro quadrante.

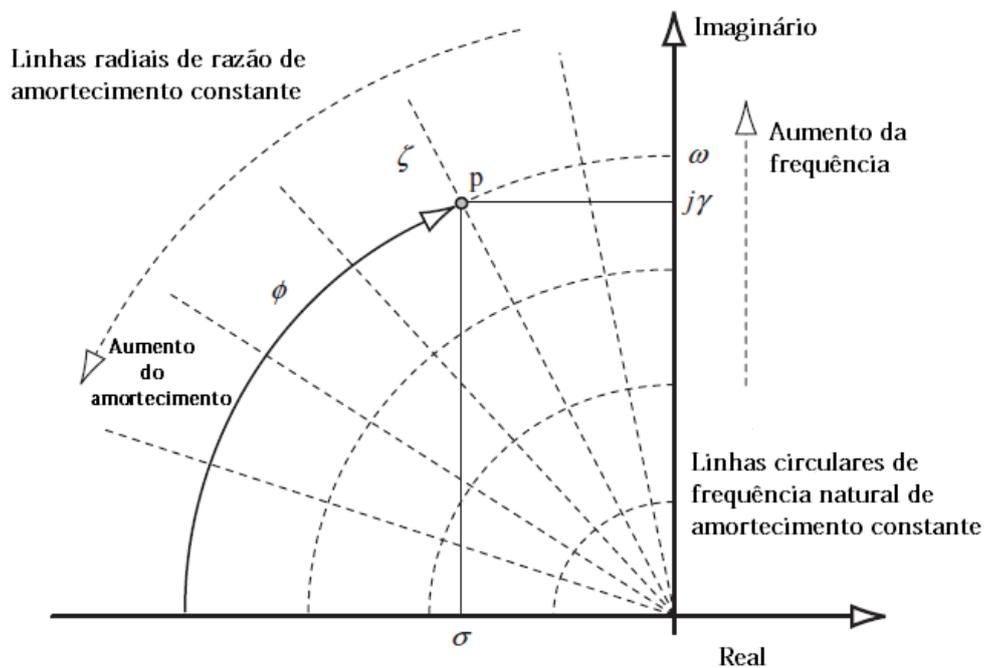


Figura 4: Mapa de raízes (Root Locus) (COOK, 2007)

Na Figura 4 demonstra-se o ζ que é coeficiente de amortecimento do sistema

oscilatório e o ω que é a frequência natural de oscilação. Estes são os parâmetros para um movimento oscilatório que é a maioria no comportamento dinâmico de aeronaves e são obtidos pelas seguintes equações:

$$\zeta = \cos \phi = \frac{\sigma}{\sqrt{\sigma^2 + \gamma^2}} \quad (7)$$

$$\omega^2 = \sigma^2 + \gamma^2 \quad (8)$$

Para um movimento não oscilatório tem-se como parâmetro o período obtido por:

$$T = 1/\sigma \quad (9)$$

A interpretação gráfica das funções características será extremamente importante para analisar o ganho K_p necessário para obter estabilidade, caso a análise das respostas mostre instabilidade do sistema bem como também é utilizado para diminuir os overshoots e tempo de resposta encontrados.

Para obter o gráfico de raízes e as respostas de controle utiliza-se o software interativo e voltado para cálculos numéricos MatLab, alimentando-o com a equação característica pode-se obter o Root Locus. Para obter a resposta das funções transferência optou-se por utilizar como alimentação do software o sistema de diagrama de blocos o que é possível com a ferramenta Simulink totalmente integrada ao software MatLab. A Figura 5 representa o diagrama de blocos utilizado para gerar a resposta com um ganho inserido, porém para a resposta inicial tem-se o mesmo diagrama apenas retirando o bloco denominado na Figura 5 como Gain.

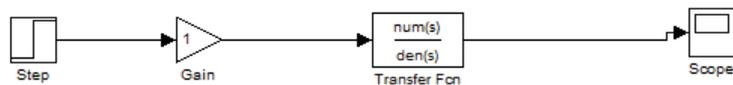


Figura 5: Diagrama de blocos com ganho

4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 Condições de Trimagem

O piloto necessita colocar a aeronave em uma condição de voo escolhida chamada condição de trim, ou condição de equilíbrio, para que o mesmo não precise constantemente modificar o controle da aeronave. Em aeronaves reais é imprescindível determiná-las de forma correta, pois um voo que dura em torno de 4 horas seria extremamente cansativo para o piloto constantemente modificar o estado das superfícies de controle.

No caso do AF-X a condição de trim é imprescindível, pois apesar do voo ser de pequena duração tem sua maior parte em voo nivelado e depende da habilidade do piloto para mantê-lo nesta posição, com os cálculos de condições de trim obtém-se o quanto o piloto necessita defletir as superfícies de controle para manter o avião em voo nivelado.

O objetivo da trimagem da aeronave é trazer as forças e momentos atuantes na aeronave para um estado de equilíbrio, que é a condição quando as forças axial, normal e lateral bem como os momentos de guinada, rolagem e arfagem são nulos.

A estabilidade estática da aeronave está totalmente ligada as condições de trimagem, pois representa a capacidade da mesma retornar para esta posição de condição quando sofrida uma perturbação externa. Neste trabalho não se analisa o avião estaticamente, pois de acordo com Relatório de projeto (2010), os parâmetros já foram calculados e o mesmo é estaticamente estável.

Para calcular as condições de trim utiliza-se as equações de (10) a (15) de forças e momentos igualadas a zero:

$$X = L \cdot \sin \alpha_e + \tau_e \cdot \cos k - D \cdot \cos \alpha_e - m \cdot g \cdot \sin(\alpha_e + \gamma_e) = 0 \quad (10)$$

$$Z = m \cdot g \cdot \cos(\alpha_e + \gamma_e) - L \cdot \cos \alpha_e - D \cdot \sin \alpha_e - \tau_e \cdot \sin k = 0 \quad (11)$$

$$M = M_0 + L \cdot (h - h_0) \cdot \bar{c} - L_T \cdot l_T + \tau_e \cdot Z_t = 0 \quad (12)$$

Escrevendo as equações sob a forma de coeficientes adimensionais tem-se:

$$\frac{m \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 \cdot S} * \sin(\alpha_e + \gamma_e) = C_\tau \cdot \cos k + C_L \cdot \sin \alpha_e - C_D \cdot \cos \alpha_e \quad (13)$$

$$\frac{m \cdot g}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2 \cdot S} * \cos(\alpha_e + \gamma_e) = C_{\tau} \cdot \sin k + C_L \cdot \cos \alpha_e - C_D \cdot \sin \alpha_e \quad (14)$$

$$0 = C_{m_0} + (h - h_0) \cdot C_L - \bar{V}_T \cdot C_{L_T} + \frac{z_{\tau}}{\bar{c}} \cdot C_{\tau} \quad (15)$$

A Figura 6 indica as forças atuantes em uma aeronave durante um voo nivelado, sendo que L representa a força de sustentação gerada pela asa, D a força de arrasto induzido, τ_e a força de tração do motor. Na equação ainda tem-se a força de sustentação gerada pela empennagem horizontal L_T que contribui para a rotação em torno do eixo y_b .

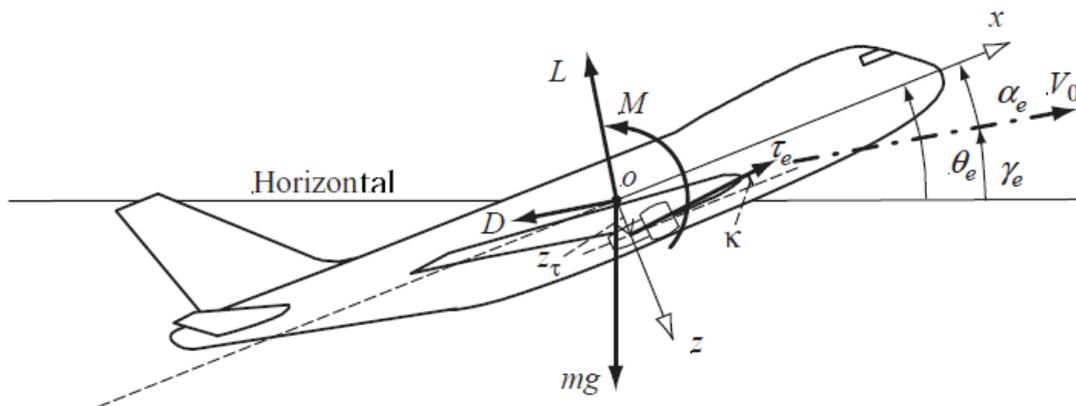


Figura 6: Forças e momentos atuantes na aeronave (COOK, 2007)

Considerando que para a aeronave AF-X o motor se encontra a frente da aeronave e, portanto a força de tração do mesmo está localizada sob o eixo x, pode-se considerar nulas as variáveis k e z_t das equações, logo a contribuição da forma de empuxo do motor na resultante em Z e no momento é nula. No caso de uma aeronave pequena, o arrasto é mínimo não influenciando grandemente na velocidade, temos que esta velocidade está na mesma direção da tração, ou seja, γ_e é nula.

Após as devidas considerações feitas, e retiradas dos cálculos aerodinâmicos as curvas de C_D por C_L e C_L por α , bem como da estabilidade estática no Relatório de Projeto (2010) o h e h_0 . Conhecendo ainda os dados da aeronave como corda aerodinâmica, volume de cauda do tail, coeficiente inicial de momento, massa, densidade do ar, velocidade de cruzeiro e área alar teremos um sistema de três equações e três incógnitas podendo facilmente encontrar os parâmetros de trimagem da aeronave.

$$C_{D_e} = 0,02 \quad C_{L_e} = 0,285 \quad C_{L_{T_e}} = 0,13$$

$$D_e = 3,77N \quad L_e = 53,78N \quad \alpha_e = -5,2^\circ \quad L_{T_e} = -24,53N \quad \alpha_{T_e} = \eta_e = 2^\circ$$

4.2 Estudo da Estabilidade Dinâmica e controle Longitudinal

Conforme já comentada a estabilidade da aeronave é dividida em Longitudinal e Látero-direcional, a longitudinal representa o movimento de arfagem da aeronave, e portanto leva em consideração a variação de comando no profundor, que é a parte móvel da empenagem horizontal.

Também leva-se em consideração além do comando do profundor a aceleração da aeronave em relação a força de tração, bem como a variação que teremos em algumas forças e momentos com a aceleração, porém neste trabalho não será abordado este tema pois o avião está em voo nivelado na maior parte da prova prática, bem como o motor não pode ser modificado devido a regras da competição.

4.2.1 Cálculo das Funções Resposta

Para analisar a estabilidade e controle longitudinal precisa-se primeiramente obter as funções transferências de resposta da velocidade axial, velocidade angular e variação do ângulo de arfagem em função da variação do ângulo do profundor.

No item 3.2 foi abordado a forma como se obtém as equações de movimento e as passagens até as funções transferência, a literatura trata as forças e momentos sob a forma de coeficientes adimensionais e a influência de cada superfície de controle nestas sob a forma de derivadas de controle. Para obter estes coeficientes e derivadas utiliza-SE conceitos de aerodinâmica que não são de simples entendimento e necessitam de um conhecimento prévio da aeronave para conseguir calculá-los.

Não é necessário deduzir todas as formulações para cálculos de coeficientes adimensionais e derivadas de estabilidade, bem como a relação destes com as funções transferência, pois é possível encontrar estas informações na literatura. Para os movimentos

longitudinais foi utilizado o Nelson (1989), a fim de obter as derivadas e em seguida as funções transferência.

Abaixo encontra-se as derivadas de estabilidade para a velocidade axial dados pelas equações (16) a (18) :

$$X_u = \frac{-(C_{D_u} + 2 \cdot C_{D_0}) \cdot Q \cdot S}{m \cdot u_0} \quad (16)$$

$$Z_u = \frac{-(C_{L_u} + 2 \cdot C_{L_0}) \cdot Q \cdot S}{m \cdot u_0} \quad (17)$$

$$M_u = C_{m_u} \cdot \frac{Q \cdot S \cdot \bar{c}}{u_0 \cdot I_y}$$

X_u é a força axial devido a velocidade e representa os efeitos na força de arrasto e na tração, devido a perturbação da velocidade. Agora, é necessário conhecer a aeronave pois para o AF-X os efeitos na tração serão desprezíveis pois não possui aceleração em voo nivelado, já os efeitos no arrasto também são pequenos devido a fuselagem ser apenas uma placa de espessura fina. Dessa forma tem-se que C_{D_u} é nulo pois representa a derivada do coeficiente adimensional do arrasto em função da variação da velocidade e C_{D_0} é o coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo, retirado da curva $C_D \times \alpha$ da teoria aerodinâmica. Q representa a pressão dinâmica constante para uma determinada altitude, S a área alar da asa de $1,28\text{m}^2$, m a massa considerando $5,78\text{kg}$ que representa o peso vazio da aeronave mais uma carga mínima de $3,5\text{kg}$ e u_0 a velocidade de cruzeiro da aeronave que neste caso é de $16,2\text{m/s}$ medida por instrumentos de telemetria.

Z_u é a força normal devido a velocidade e representa os efeitos na força de sustentação devido a velocidade. C_{L_u} é a derivada do coeficiente adimensional da sustentação em relação a velocidade axial, este é calculado a partir de Nelson (1989), já o C_{L_0} é retirado da curva $C_L \times \alpha$ e tem o mesmo conceito que C_{D_0} .

M_u é a derivada do momento em torno do eixo y_b em relação a velocidade, depende do número de Mach e é pequeno para baixas velocidades. Como neste caso a velocidade máxima que o avião chega é em torno de 18m/s o que não chega nem perto da velocidade do som, portanto os efeitos de compressibilidade são nulos. Dessa forma é possível

desprezar as variações do momento com a velocidade e M_u é nulo.

Analogamente ao cálculo das derivadas em relação a velocidade axial (u), é necessário fazer a mesma análise em relação a velocidade angular(w), variação do ângulo de arfagem (θ) e também em função da variação do ângulo do profundor. Após calculados os coeficientes adimensionais e as derivadas pode-se a partir da formulação retirada de Nelson (1989) obter as funções transferências para estabilidade longitudinal como mostram as equações de (19) a (21):

$$\frac{u(s)}{\eta(s)} = \frac{N_{\eta}^u}{\Delta(s)} = \frac{-0.393525s^2 - 20.62085s + 2.85125}{s^4 + 0,8345s^3 + 7,8561s^2 + 1,4591s + 0,7443} \quad (19)$$

$$\frac{\theta(s)}{\eta(s)} = \frac{N_{\eta}^{\theta}}{\Delta(s)} = \frac{-1,4243s^2 - 0,4896s - 6,4148}{s^4 + 0,8345s^3 + 7,8561s^2 + 1,4591s + 0,7443} \quad (20)$$

$$\frac{w(s)}{\eta(s)} = \frac{N_{\eta}^w}{\Delta(s)} = \frac{-0,265s^3 - 23,2396s^2 - 1,4607s - 42,0994}{s^4 + 0,8345s^3 + 7,8561s^2 + 1,4591s + 0,7443} \quad (21)$$

4.2.2 Características Dinâmicas

Observando as funções obtidas no item anterior vê-se que os denominadores são idênticos, isso acontece pois o denominador fornece a equação característica da aeronave no movimento longitudinal. A equação característica de um avião convencional tem quatro raízes, sendo geralmente dois pares complexos e seus conjugados.

A partir destas raízes podemos obter as características dinâmicas da aeronave bem como saber se a aeronave é estável ou não. As raízes da função característica da aeronave quando analisado os movimentos longitudinais são:

$$Z_1 = -0.3259 + 2.7447i$$

$$Z_2 = -0.3259 - 2.7447i$$

$$Z_3 = -0.0913 + 0.2985i$$

$$Z_4 = -0.0913 - 0.2985i$$

Como pode-se observar existem dois pares de raízes complexas e seus conjugados, a primeira análise é se a parte real das raízes é negativa o que indica a estabilidade do sistema, neste caso a aeronave é estável nos dois movimentos que compõem a estabilidade longitudinal chamados curto período e fugoidal ou longo período.

A Figura 7 mostra o gráfico do lugar das raízes para a resposta da velocidade axial, o qual é construído neste trabalho pelo software MATLAB. Pode-se observar no gráfico que a aeronave é estável com uma pequena região de instabilidade que pode ser melhor observada na Figura 8 com uma escala menor.

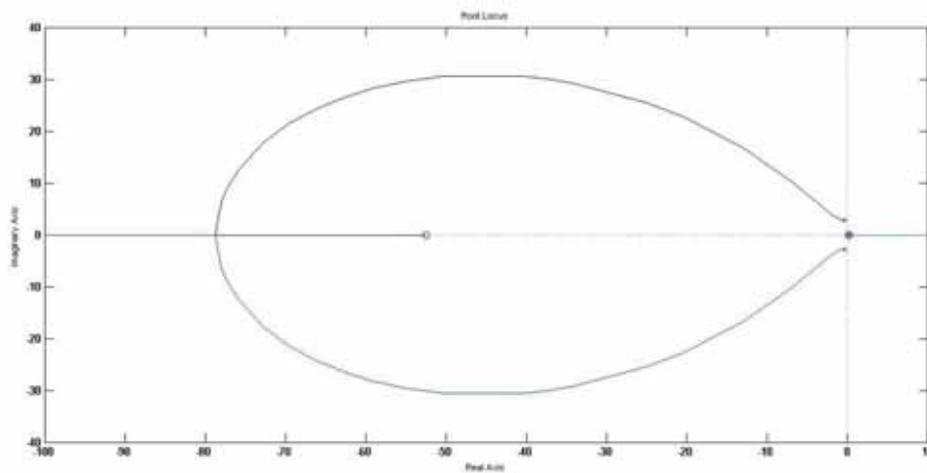


Figura 7: Gráfico do lugar das raízes

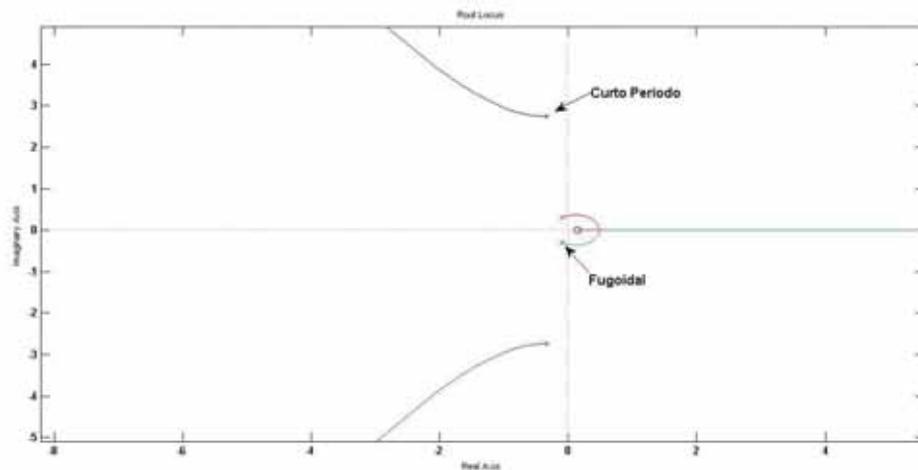


Figura 8: Escala menor do gráfico do lugar das raízes

As características dinâmicas do AF-X estão listadas abaixo para a oscilação no

curto período característico por pequenas oscilações no momento em torno do eixo y, neste tipo de perturbação a aeronave tem um comportamento estável caracterizado pela coeficiente de amortecimento entre 0 e 1, com amortecimento senoidal e uma frequência natural de oscilação baixa. Porém vê-se que o overshoot sem ganho está alto e tem-se aqui uma oportunidade de redução para melhorar as respostas da aeronave.

Dados retirados do Gráfico do lugar das raízes pelo programa MATLAB:

$$\zeta = 0,118 \quad \omega_n = 2,76 \frac{rad}{s} \quad Overshoot = 68,9\%$$

Dados calculados pelo método de aproximação encontrado no capítulo 6 do Cook(2007) nas equações 6.17 e 6.18 :

$$\zeta = 0,61 \quad \omega_n = 2,01 \frac{rad}{s}$$

Os dados retirados do software são mais precisos que os calculados porém é interessante esta comparação para verificar se os dados gerados no programa estão dentro da ordem de grandeza esperada, para a frequência os dados tem uma diferença em torno de 30% porém no caso do coeficiente de amortecimento esta diferença é maior ficando próximo a 80%.

Para o movimento fugoidal, que se caracteriza por um movimento perturbado com oscilações de maior amplitude que o curto período e amortecimento geralmente mais lento.

Dados retirados do Gráfico do lugar das raízes pelo programa MATLAB:

$$\zeta = 0,293 \quad \omega_n = 0,312 \frac{rad}{s} \quad Overshoot = 38,2\%$$

Dados calculados pelo método de aproximação retirado de Cook(2007) com a equação 6.39:

$$\zeta = 0,742 \quad \omega_n = 0,312 \frac{rad}{s}$$

Analisando estes dados vê-se que sem ganho o overshoot está menor que 50% e pelo gráfico vê-se que não será possível obter um valor menor pois o sistema tende a instabilidade, sendo na raiz o seu melhor comportamento.

4.2.3 Análise do controle e MLGP's

Para verificar se um avião é controlável e como responde aos comandos das superfícies de controle é necessário analisar as respostas da aeronave. Para o movimento longitudinal, vê-se as respostas a partir das funções transferências apresentadas no item 4.2.1.

Para a função da velocidade axial já foi apresentado o gráfico do MLGP's como exemplo para obtenção das características dinâmicas, bem como a região de estabilidade e instabilidade da aeronave. As Figuras 9 a 13 mostram as respostas do AF-X de cada variável em função do comando de profundor, bem como os gráficos de lugares dos pólos e das raízes.

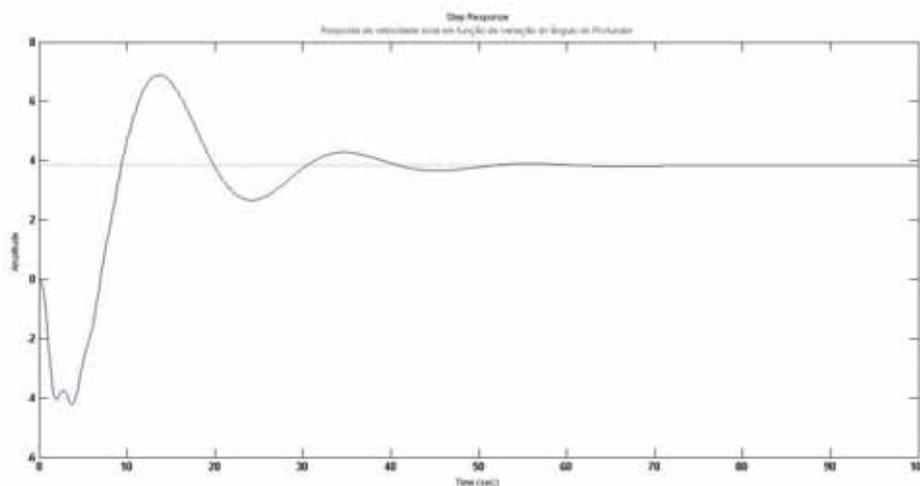


Figura 9: Resposta da velocidade axial em função do ângulo do profundor

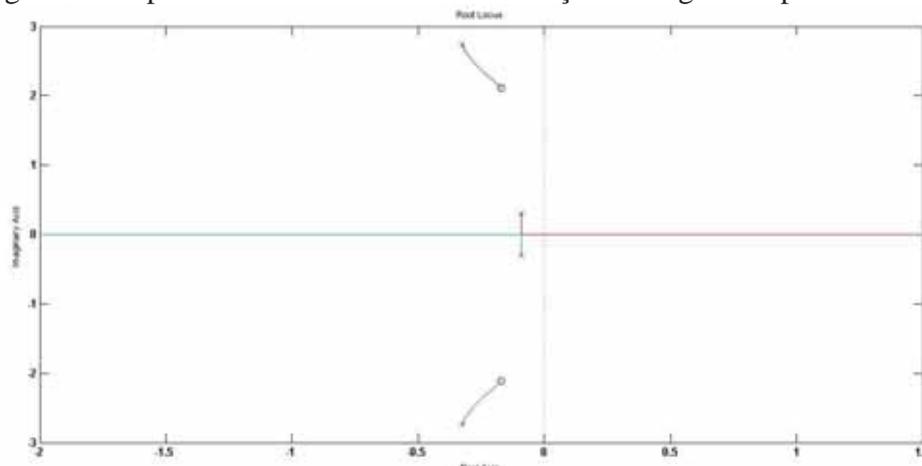


Figura 10: Gráfico dos lugares das raízes e pólos para ângulo de arfagem

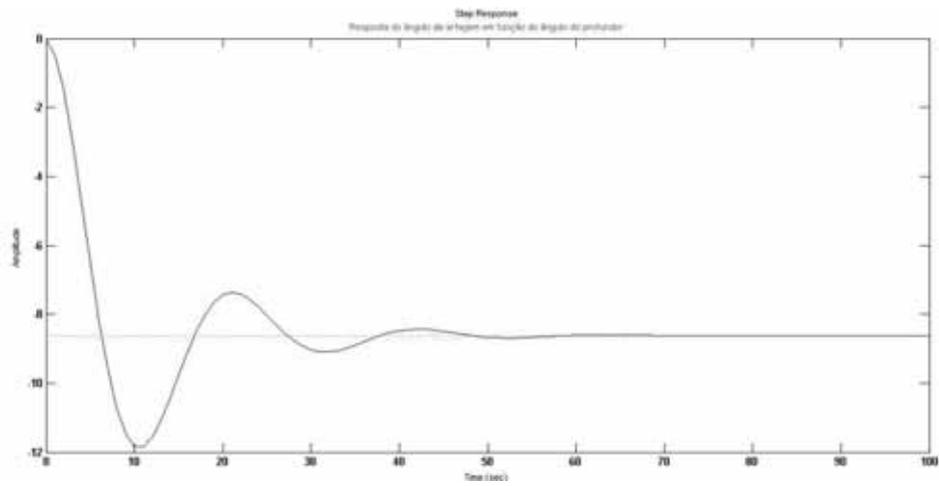


Figura 11: Resposta do ângulo de arfagem em relação ao comando do profundor

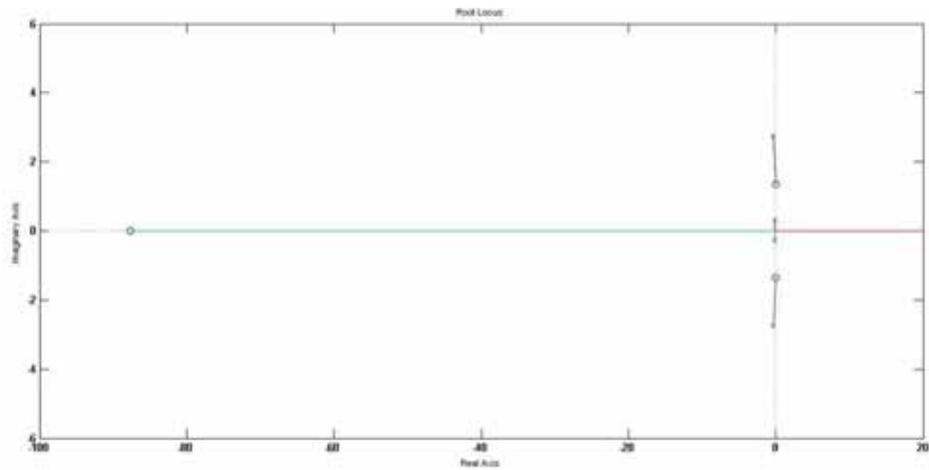


Figura 12: Gráfico dos lugares das raízes e pólos para velocidade angular

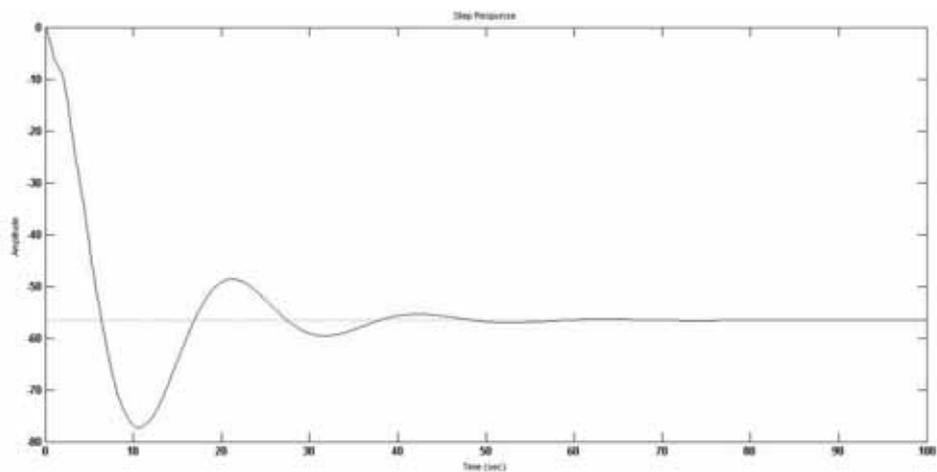


Figura 13: Resposta da velocidade angular

Conforme a análise feita no item 4.2.2 vê-se que para o modo fugoidal o overshoot inicial é bem menor. Para a velocidade axial não há um ganho que pode melhorar a resposta pois o mesmo já está próximo de uma área de instabilidade e qualquer ganho que se coloque prejudicará a controlabilidade da aeronave, já no caso do ângulo de arfagem e da velocidade angular, para ambos obtive o ganho de 0.016 pelo MLGP's que reduzirá o overshoot a zero melhorando a resposta como mostra o item 4.2.4 deste trabalho.

Para o movimento curto período existem grandes oportunidades de reduzir o overshoot, pois este está perto de 70%, para a velocidade axial conforme comentado não pode-se atribuir um ganho muito grande para uma redução pois está próximo da instabilidade, assim atribui um ganho de 0,4 que gerou uma redução para 40%.

4.2.4 Respostas Finais

Após analisar o comportamento da resposta das funções para diversos ganhos é que foi definido qual era o melhor na percepção do trabalho e agora veremos o quanto este impactou nas respostas obtidas.

A Figura 14 mostra a resposta com o ganho de estabelecido para a velocidade axial:

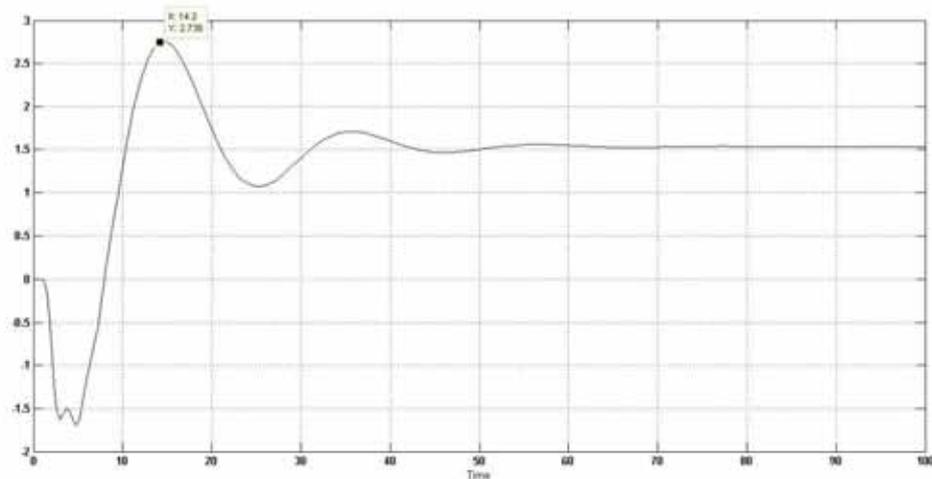


Figura 14: Resposta da velocidade axial com ganho

Comparando esta resposta com a Figura 15 , vê-se que apesar do tempo de amortecimento continuar quase igual a amplitude dos overshoots diminuíram bastante, representando assim uma menor oscilação até a aeronave voltar ao estado de equilíbrio.

A Figura 16 representa a resposta do θ em função da variação do profundor com um ganho que teoricamente reduziria seu overshoot a zero.

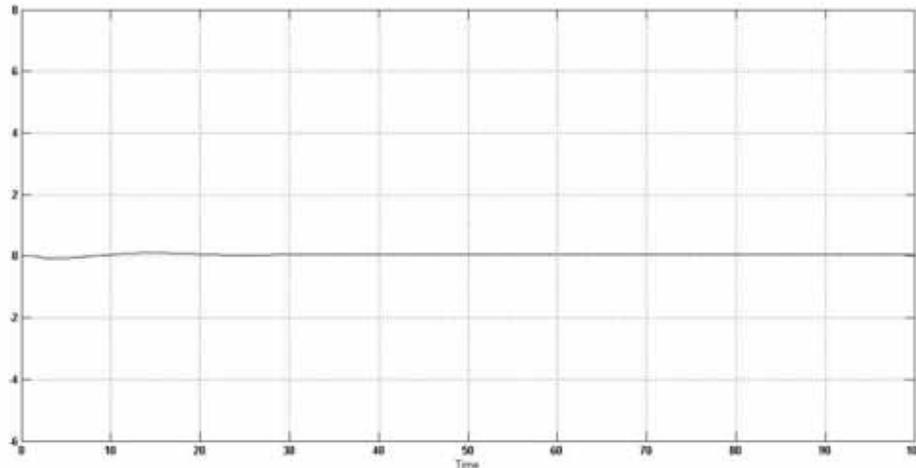


Figura 15: Resposta do ângulo de arfagem com ganho

Colocando os dois gráficos na mesma escala a percepção visual de melhora na resposta é instantânea, pois quando em outra escala vê-se que ainda há um overshoot de amplitude 0.2 o que no movimento da aeronave não representa nada, portanto o overshoot atual pode ser considerado nulo e o tempo de resposta em torno de 20 s.

A próxima resposta a ser avaliada é da velocidade angular, na Figura 16 tem-se a resposta com ganho e podemos compará-la com a Figura 17.

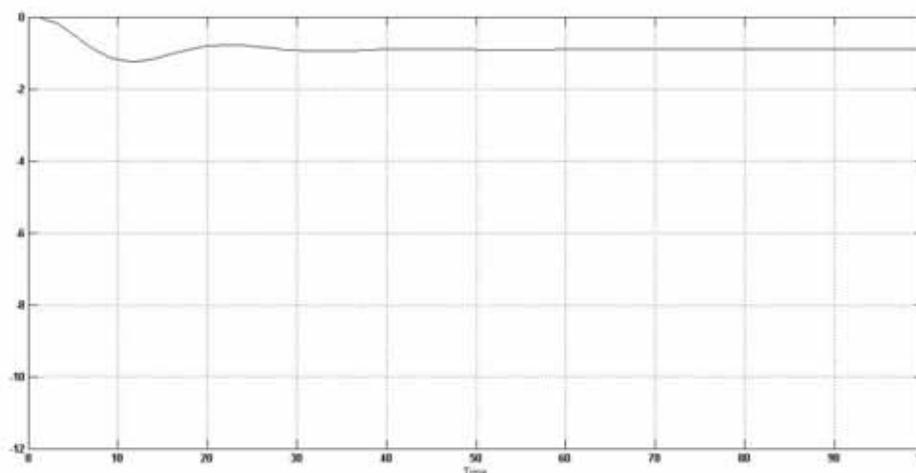


Figura 16: Resposta da velocidade angular com ganho

Neste caso tem-se uma redução muito grande do overshoot inicial e o tempo de

resposta diminuiu em 20 s, o que representa para aeronave um retorno a posição de equilíbrio com maior facilidade e sem muitas oscilações.

4.3 Estudo da estabilidade dinâmica e controle Látero-direcional

Analogamente a análise realizada para o movimento longitudinal e a superfície de controle que influencia neste, será analisada agora os movimentos chamados látero-direcionais, que são estudados juntos pois um influencia no outro, bem como a superfície de controle responsável por um gera forças que influenciam no outro.

As superfícies de controle presentes no AF-X são o leme e o aileron, este é responsável pelo momento de rolagem e aquele pelo movimento de guinada da aeronave.

4.3.1 Cálculo das Funções Resposta

Para calcular as funções transferências de resposta para estes movimentos, o procedimento é o mesmo utilizado na parte longitudinal, porém os coeficientes adimensionais advindos da teoria de aerodinâmica não são tão simples de serem obtidos e o principal desafio é a precisão dos dados. Por estas razões diferentemente da longitudinal, escolheu-se utilizar como teoria base para as formulações o Cook (2007), pois o Nelson (1989) simplifica as considerações e o faz de forma mais geral a uma aeronave real, desprezando alguns parâmetros que para uma aeronave em escala como o AF-X eram de maior importância.

A partir do Cook(2007) calculou-se os coeficientes adimensionais assumindo as considerações necessárias para o tipo de aeronave que utilizou-se, bem como após isto obteve-se as derivadas de estabilidade e enfim as equações.

Avaliando os movimentos chamados laterais e direcionais do avião, que consiste no deslocamento devido ao comando do leme e profundor. Tem-se as seguintes equações de resposta do ângulo de rolagem (Φ), taxa de variação do ângulo de rolagem (p) e velocidade lateral (v), ângulo de guinada (Ψ), taxa de variação do ângulo de guinada (r) em função da variação do ângulo no aileron:

$$\frac{v(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^v}{\Delta(s)} = \frac{-1,256s^2 - 954,84s - 177,56}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (22)$$

$$\frac{\phi(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^{\phi}}{\Delta(s)} = \frac{-16,942s^3 + 26,462s^2 - 279,847s - 15,617}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (23)$$

$$\frac{p(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^p}{\Delta(s)} = \frac{s(-16,942s^3 + 26,462s^2 - 279,847s - 15,617)}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (24)$$

$$\frac{\psi(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^{\psi}}{\Delta(s)} = \frac{0,11797s^3 + 48,810s^2 - 7,415s - 171,608}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (25)$$

$$\frac{r(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^r}{\Delta(s)} = \frac{s(0,11797s^3 + 48,810s^2 - 7,415s - 171,608)}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (26)$$

Para o controle direcional tem-se as seguintes funções transferência resposta do ângulo de rolagem (Φ), taxa de variação do ângulo de rolagem (p), velocidade lateral (v), ângulo de guinada (Ψ) e taxa de variação do ângulo de guinada (r) em função da variação do ângulo no leme:

$$\frac{v(s)}{\zeta(s)} = \frac{N_{\zeta}^v}{\Delta(s)} = \frac{2,805s^3 - 295,094s^2 + 134,378 + 2150,599}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (27)$$

$$\frac{\phi(s)}{\zeta(s)} = \frac{N_{\zeta}^{\phi}}{\Delta(s)} = \frac{11,059s^3 + 193,04s^2 + 442,507s + 24,807}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (28)$$

$$\frac{p(s)}{\zeta(s)} = \frac{N_{\zeta}^p}{\Delta(s)} = \frac{s(11,059s^3 + 193,04s^2 + 442,507s + 24,807)}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (29)$$

$$\frac{\psi(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^{\psi}}{\Delta(s)} = \frac{18,845s^3 - 12,497s^2 + 10,958s + 272,591}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (30)$$

$$\frac{r(s)}{\xi(s)} = \frac{N_{\xi}^r}{\Delta(s)} = \frac{s(18,845s^3 - 12,497s^2 + 10,958s + 272,591)}{2,297s^4 + 5,891s^3 + 93,288s^2 + 173,397s - 235,54} \quad (31)$$

4.3.2 Características dinâmicas

Da mesma forma que no movimento longitudinal temos um denominador comum entre as funções resposta não por acaso, mas sim porque representa a função característica da aeronave nos movimentos laterais e direcionais.

Para a análise da estabilidade da aeronave focada nos movimentos de rolagem e guinada temos a seguir as raízes da equação característica:

$$Y_1 = -0.3572 + 6.4513i$$

$$Y_2 = -0.3572 - 6.4513i$$

$$Y_3 = -2.7450$$

$$Y_4 = 0.8948$$

Observando as raízes têm-se que um par de raízes complexas e seu conjugado determinam um tipo de movimento oscilatório e duas raízes reais caracterizam, cada uma delas, um movimento não oscilatório de perturbação. Também sabe-se que três raízes tem sua parte real negativa e uma delas não, mostrando que a aeronave não é estável em um tipo de movimento.

Os três movimentos nos quais a estabilidade lateral se divide são :

- Modo de rolagem: é um movimento não oscilatório caracterizado por uma alteração no momento de, fazendo com que a aeronave se movimente em relação ao eixo ox e devido a estabilidade neste modo tende a retornar a posição de equilíbrio. Algumas aeronaves projetadas para voar em condições críticas, como ângulo de arfagem próximo de 90° são instáveis neste modo e precisam de mecanismos de controle para voares
- Dutch roll: também chamado de movimento de folhas secas por lembrar o movimento destas ao cair das árvores, é um clássico modo amortecido para movimento de guinada, em torno do eixo oz. Descrito pelo par de raízes complexas da função característica
- Modo espiral: um modo não oscilatório descrito pela outra raiz real da equação característica, combina movimentos de guinada e rolagem, geralmente demora para que a aeronave entre completamente neste modo porém caso a mesma não seja corrigida antes disto acontecer o piloto perde completamente o controle do avião. Representa um equilíbrio entre os efeitos do diedro e do leme, se este for maior que aquele o avião é instável neste modo

Seguem as características para o movimento espiral calculadas pelo método de aproximação encontrado em Cook (2007) e também retiradas do MATLAB

$$T_{\text{calculado}} = 0,6721s \quad T_{\text{MATLAB}} = 1,0162s \quad \text{raiz} = 0,8948$$

Como vê-se a aeronave é instável para o movimento espiral, o que não representa um problema pois diversas aeronaves são instáveis porém com períodos longos acima de 100s, isto é um fator para analisar melhor no projeto da próxima aeronave, bem como retirar a informação do piloto se já houve alguma dificuldade neste sentido. Também devemos lembrar que esta análise não leva em consideração a teoria de aeroelasticidade, pela qual a asa em voo forma um diedro pela deformação elástica da mesma, isso contribui para a estabilidade no modo espiral e talvez seja a razão de até o presente momento o AF-X não ter entrado neste modo.

O modo espiral instável já era esperado dado que a asa do avião não possui diedro e a contribuição do leme é alta devido a sua área comparado a área de outras superfícies de controle.

Abaixo estão as características do modo de rolagem obtidas pelo MATLAB e também calculados pelo método de aproximação de Cook (2007):

$$T_{\text{calculado}} = 0,58s \quad T_{\text{MATLAB}} = 0,364s \quad \text{raiz} = -2,7450$$

O modo de rolagem tem características estáveis e representa que a aeronave tem capacidade de retornar a sua posição de equilíbrio quando sofre uma perturbação.

Características do modo oscilatório Dutch roll obtidas pelo MATLAB e também calculados pelo método de aproximação de Cook (2007):

$$\zeta = 0,0553 \quad \omega = \frac{6,46\text{rad}}{s} \quad \text{overshoot} = 84\%$$

Para o movimento de folhas secas a aeronave apresenta estabilidade, com coeficiente de amortecimento próximo de zero e um overshoot alta com oportunidade de redução.

4.2.3 Análise do controle e MLGP's

Na análise das respostas da aeronave, como apenas um modo é oscilatório podemos ter combinações de tipos de resposta, tanto exponencial para espiral e rolagem,

quanto oscilatória para dutch roll.

As Figuras de 17 a 26 mostram as respostas das variáveis mostradas no item 4.3.1 em função da variação de um grau no ângulo do aileron, e os Lugares geométrico dos polos para cada uma delas.

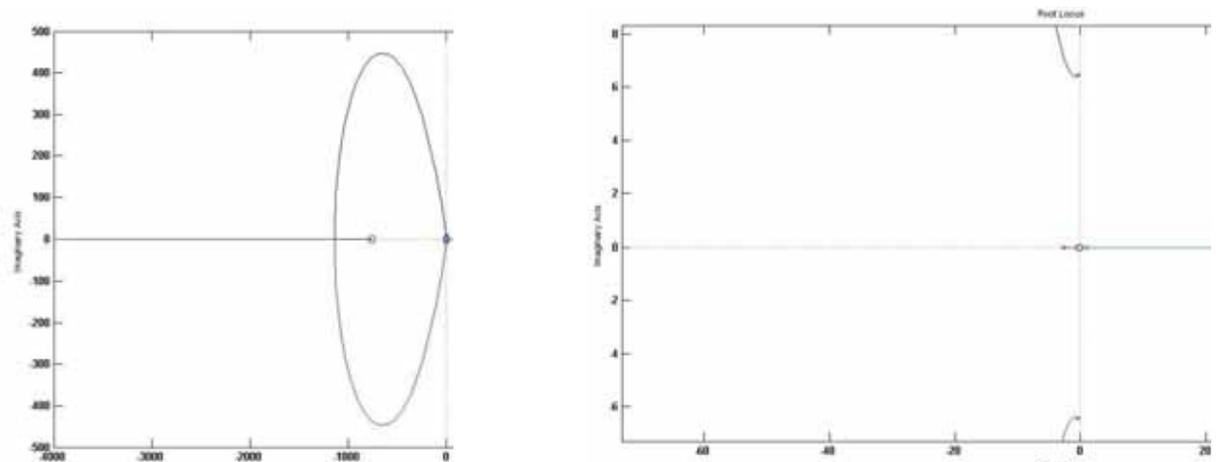


Figura 17: Gráfico dos lugares geométricos dos pólos para velocidade lateral

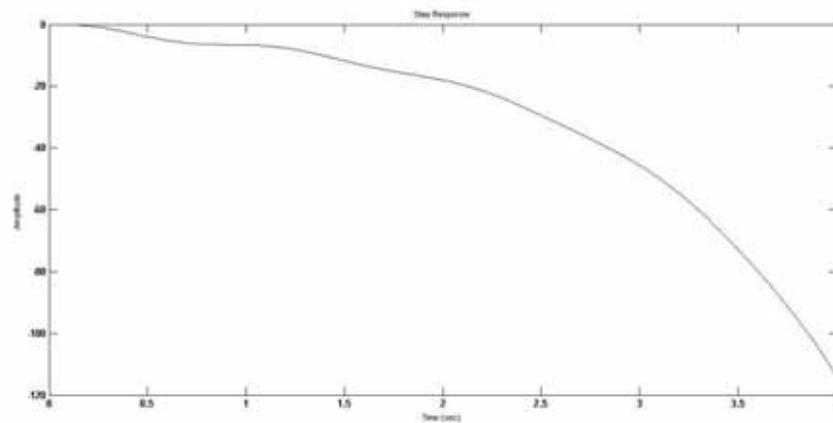


Figura 18: Resposta da velocidade lateral

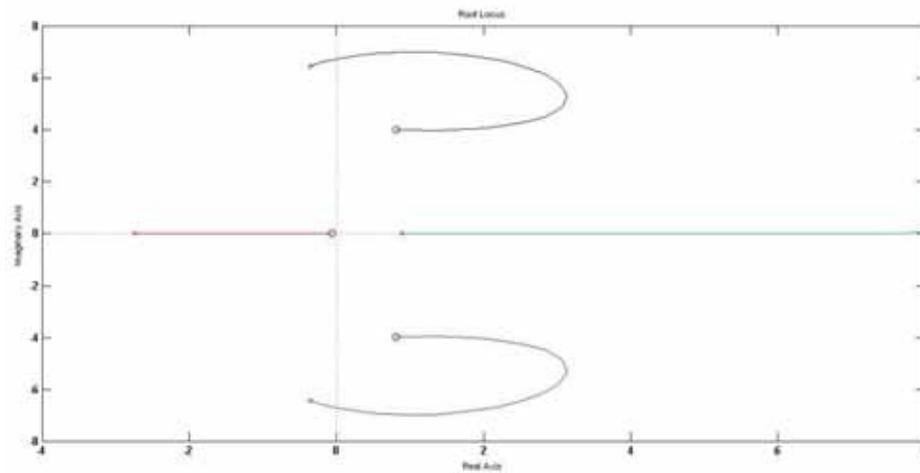


Figura 19: Gráfico dos lugares geométricos dos pólos para Φ

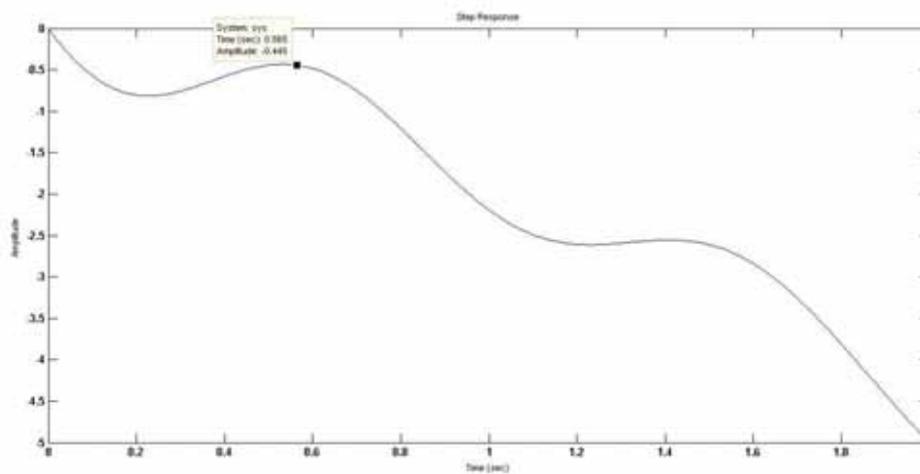


Figura 20: Resposta do ângulo de rolagem Φ

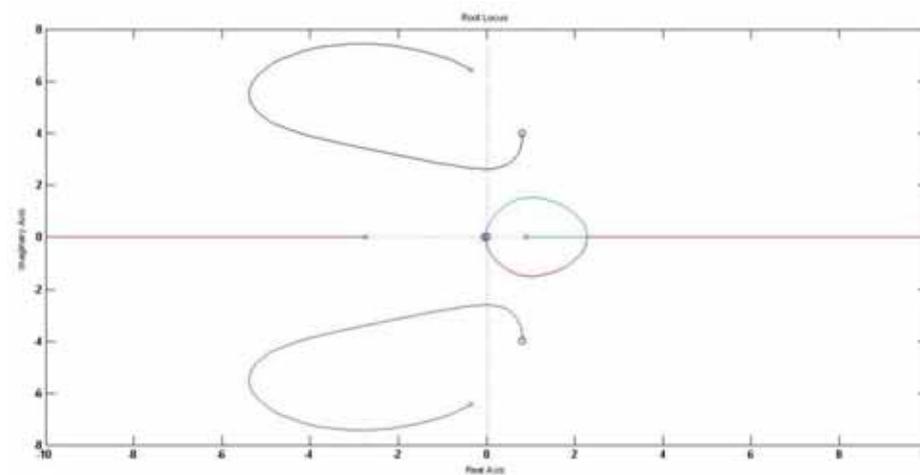


Figura 21: Gráfico do MLGP's para taxa de rolagem

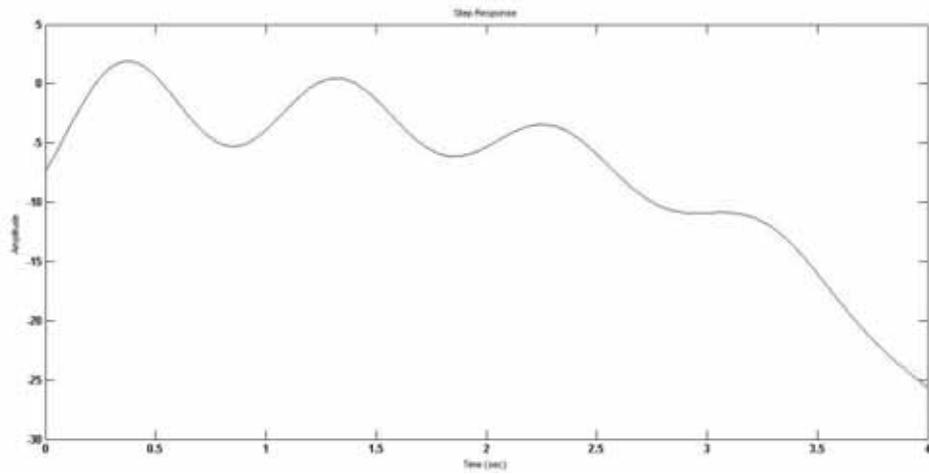


Figura 22: Resposta da taxa de rolagem

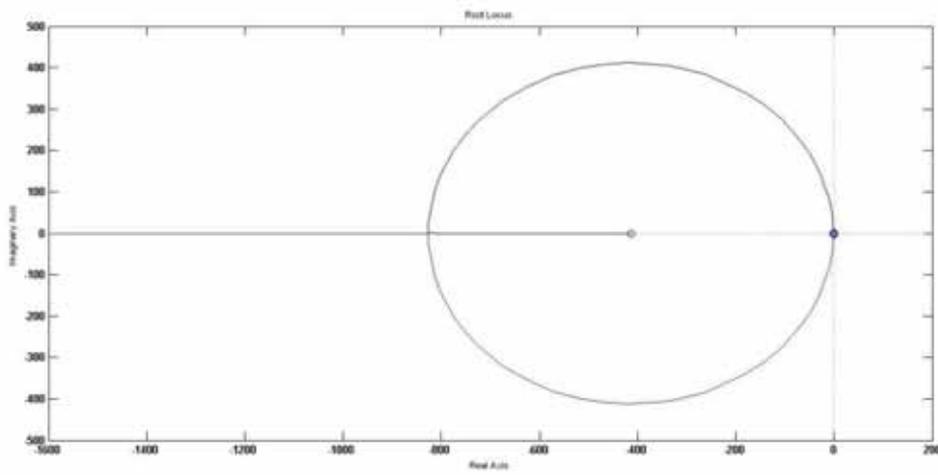


Figura 23: Gráfico do MLGP's para ângulo de guinada

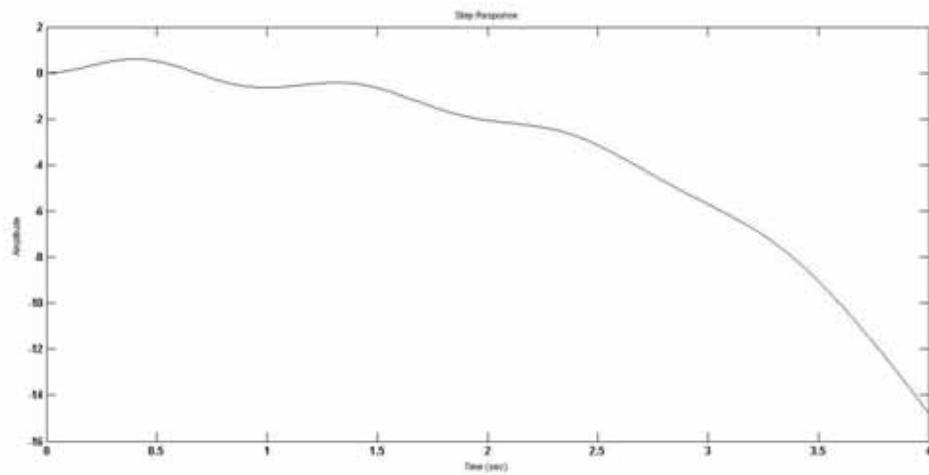


Figura 24: Resposta do ângulo de guinada

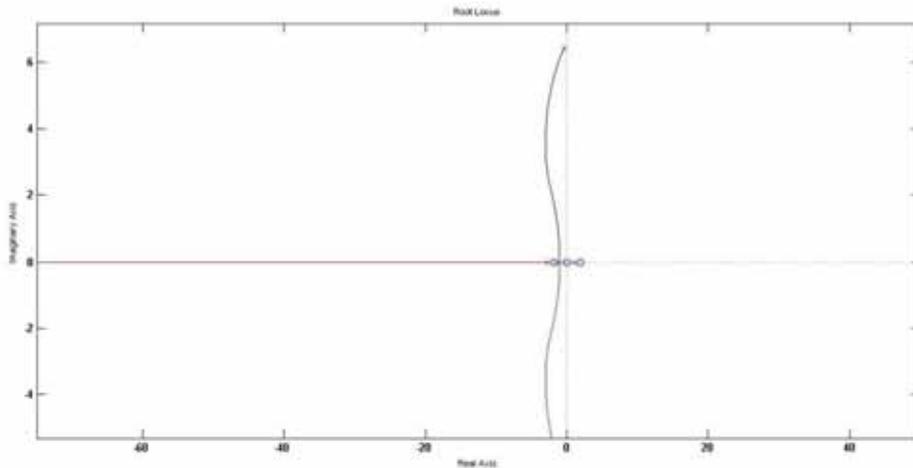


Figura 25: Gráfico do MLGP's para taxa de guinada

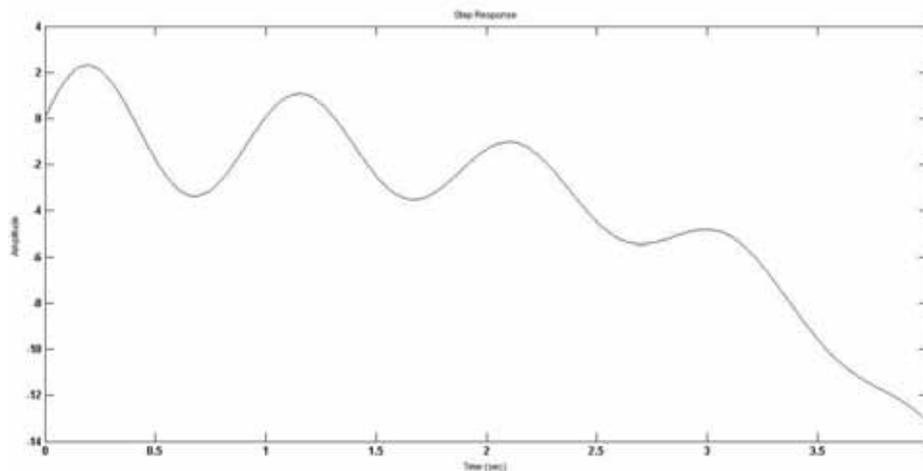


Figura 26: Resposta da taxa de guinada

Como para a lateral são muitas variáveis influenciadas pelo aileron, será avaliado o ganho para aquelas que tem maiores oscilações iniciais antes de serem amortecidas, pois as respostas são uma combinação de movimento oscilatório e não oscilatório logo temos algumas que tem um comportamento mais exponencial e outras com um comportamento mais oscilatório.

Seguindo este raciocínio escolheu-se a taxa de rolagem e a taxa de guinada pois são as duas respostas que tem maior amplitude de oscilação, o que pode representar o overshoot alto do modo dutch roll. Para a taxa de rolagem foi escolhido pelo MLGP's o ganho de 0,107 que reduzirá o overshoot para 4,74%, melhorando a resposta conforme será

visto no próximo item, já para a taxa de guinada o ganho foi de 2,76 reduzindo o overshoot para zero.

4.3.4 Respostas finais

Conforme visto no item anterior escolheu-se duas respostas para serem analisados os possíveis ganhos na mesma e aqui vê-se qual foi o resultado obtido na resposta com estes ganhos.

A Figura 27 mostra a resposta da taxa de rolagem com o ganho:

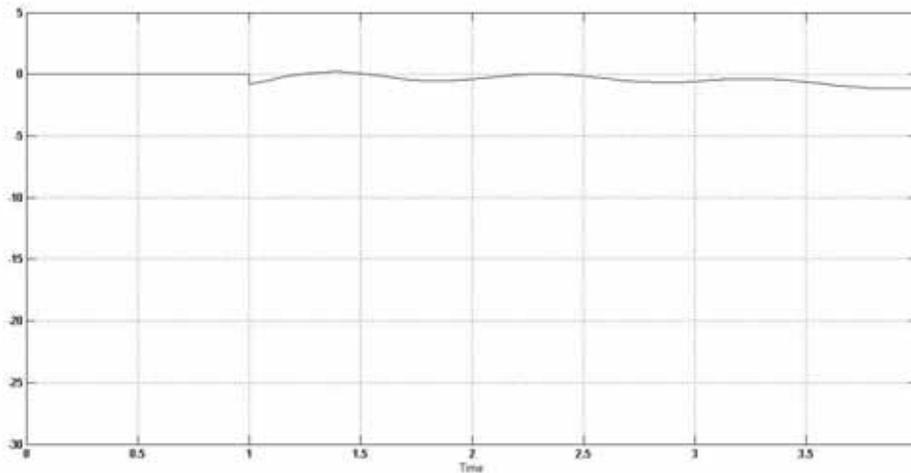


Figura 27: Resposta da taxa de rolagem com ganho

Vê-se que o ganho foi significativo nos overshoots podendo facilmente identificar comparando as duas respostas.

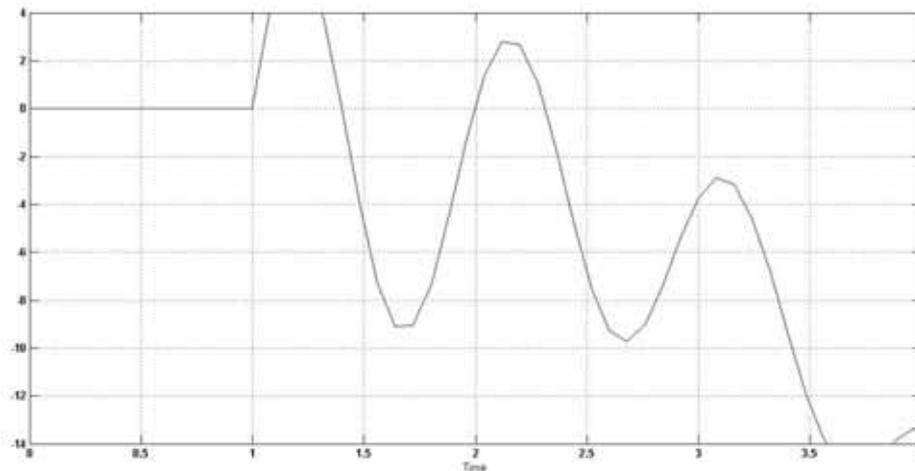


Figura 28: Resposta da taxa de guinada com ganho

Observando esta resposta vê-se que o resultado não foi como esperado pois o sistema aumentou sua amplitude, o correto seria escolher um outro ganho para esta resposta.

4.4 Aumento da estabilidade

Neste item aborda-se um pouco sobre alguns artifícios utilizados para aumentar a estabilidade de uma aeronave, tanto em mudanças estruturais no projeto da mesma bem como inserindo sistemas de controle para melhorar a resposta da mesma e proporcionar ao piloto uma melhor controlabilidade e qualidade de voo.

Primeiramente, mostra-se o que realmente ocorre em uma aeronave real para melhorar suas respostas, todas as análises a cerca da estabilidade e controle bem como diminuição de overshoots que este trabalho realizou são muito importantes para se dimensionar um sistema de controle de aeronaves reais.

Um sistema muito utilizado em aeronaves reais é o chamado fly-by-wire, a Figura 29 retirada de Cook (2007) mostra um típico diagrama de blocos para uma aeronave real com FBW, com os atuadores de controle e servos atuadores, vemos que o sistema de controle atua de forma que a resposta da superfície de controle será muito mais rápida.

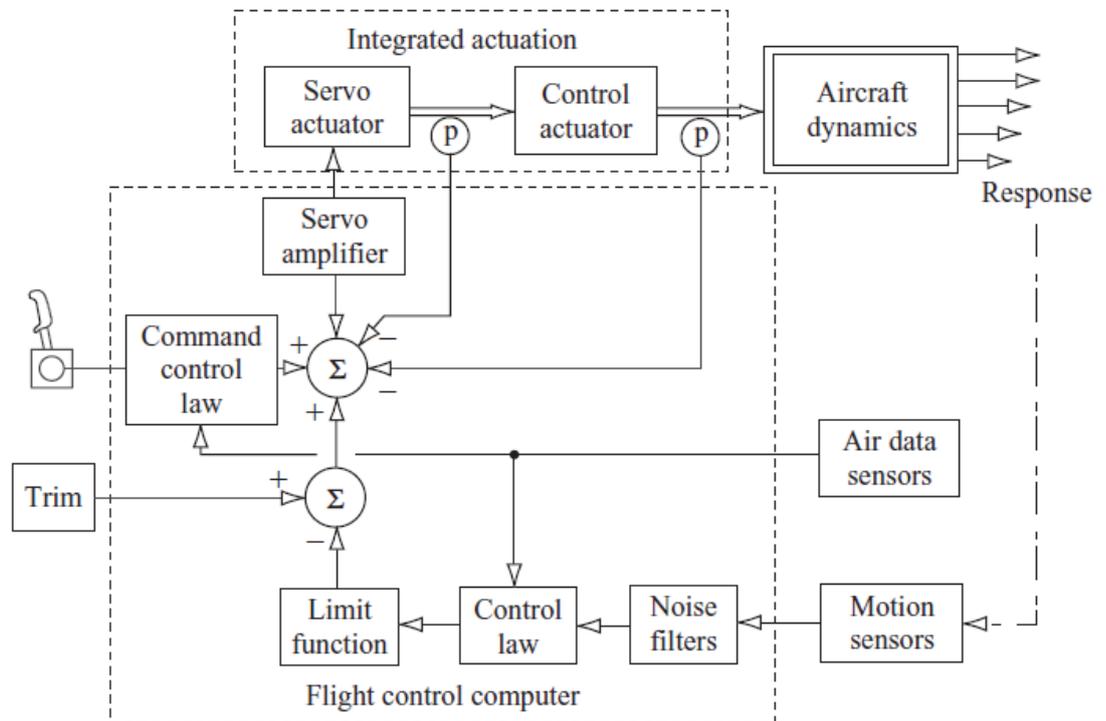


Figura 29: Diagrama de blocos com FBW. (COOK, 2007)

Para o caso do AF-X não é viável um sistema de controle, porém além desta alternativa existem algumas geometrias que favorecem a estabilidade e a equipe tem como alternativa pensar sob estas mudanças para determinar o projeto da aeronave se o piloto perceber em voo que o desempenho da mesma está prejudicando a qualidade e o desempenho do avião.

Uma asa com diedro conforme exemplifica a Figura 30 favorece a estabilidade lateral, principalmente o modo espiral, para o AF-X caso seja percebido em voo que sua instabilidade no modo espiral está prejudicando o desempenho da mesmo uma alternativa seria construí-lo com diedro positivo para melhorar sua estabilidade.

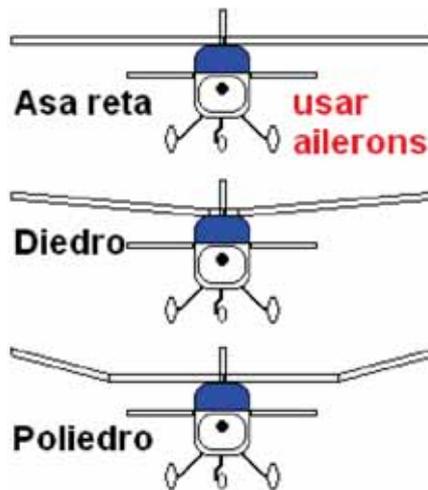


Figura 30: Exemplo de diedro

Outra modificação que favorece a estabilidade seria ter uma asa alta que é o design conforme o AF-X já tem, com a asa localizada acima do centro de gravidade do avião conforme a Figura 30 mostra.

Também deve-se pensar em modificações nas superfícies de controle para aumentar a capacidade de controlabilidade da aeronave, porém para o AF-X temos que pensar que o fator peso é extremamente importante e caberá a equipe pesar a importância das mudanças para melhorar a estabilidade, caso gerem aumento de peso.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

No desenvolvimento deste trabalho é apresentado um estudo completo da aeronave AF-X frente a diversos movimentos, no geral a estabilidade da aeronave é positiva não apresentando problemas para as perturbações mais comuns, apenas em um tipo de movimento apresentou instabilidade porém sem grandes preocupações para a equipe.

Outra importante análise foi a controlabilidade da aeronave pois neste universo de estabilidade e controle o mais importante é obter um equilíbrio, pois aeronaves muito estáveis são de difícil controlabilidade. No caso do AF-X todas as respostas foram satisfatórias com tempos de resposta menores que 60 s e para alguns tipos absorção mais rápida.

A estabilidade dinâmica e o controle de uma aeronave são assuntos totalmente relacionados e que precisam da maior das atenções dos projetistas. Assim, o objetivo deste estudo de obter melhorias que possam ser aplicadas a aeronave da equipe foi atingido pois o AF-X possui um estudo completo de sua estabilidade dinâmica o qual pode e deve ser utilizado pela equipe para tomadas de decisões. Observa-se que, na prática uma aeronave pode sim ser bastante instável como é o caso dos caças para rápidas manobras, entretanto, existem a bordo dispositivos de controle que permitem ao piloto retomar rapidamente a posição de equilíbrio.

A aeronave AF-X apresenta ligeira instabilidade que pode ou não ser corrigida, esta decisão deve ser tomada pela equipe levando em consideração a relação peso e eficiência estrutural, bem como os objetivos claros da competição e as condições críticas da prova prática. Já no Relatório de projeto técnico que a equipe precisa apresentar aos juízes, o conteúdo deste trabalho pode e deve ser utilizada, bem como o mesmo deverá conter toda a análise da estabilidade dinâmica e controle da aeronave realizada no presente estudo.

6. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ANDERSON, John D. **Fundamentals of Aerodynamics**. 3. ed. McGraw-Hill, 2001.

BRYAN, G.H. **Stability in Aviation**. 1. ed. Macmillan, 1911.

COOK., M.v.. **Flight Dynamics Principles**. 2. ed. Amsterdam • Boston • Heidelberg • London • Newyork • Oxford: Butterworth-heinemann, 2007. 457 p.

DORF, Richard C.; BISHOP, Robert H. **Sistema de Controle Modernos**. 8. ed. Rio de Janeiro: Ltc, C2001: Rio de Janeiro : Ltc, C2001, 2001.

NELSON, Robert C. **Airplane Stability and Automatic Control**. New York: Mc Graw-hill Book, 1989. 284 p.

NISE, Norma S. **Engenharia de sistemas de controle**. 5. ed. Rio de Janeiro: Rio de Janeiro: Ltc, 2009.

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de Controle Moderno**. 4. ed. São Paulo: Pearson Education do Brasil, 2003. 788 p.

Equipe Aerofeg; **Relatório de projeto da Aeronave AF-X**; Guaratinguetá; 2010

ROSA, Edison; **Introdução ao Projeto Aeronáutico**; Florianópolis; Editora UFSC; 2006.