

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

**Estudo da Simulação Dinâmica do
Comportamento em Voo de Aeronaves de
Asas Rotativas**

Autor: Danilo Pereira Roque.

Orientador: Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr.

Coorientador: Prof. Dr. Alexandre Carlos Brandão Ramos.

Abril de 2016
Itajubá - MG

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Danilo Pereira Roque

**Estudo da Simulação Dinâmica do
Comportamento em Voo de Aeronaves de
Asas Rotativas**

**Dissertação submetida ao Programa de Pós-Graduação
em Engenharia Mecânica como parte dos requisitos
para obtenção do título de Mestre em Ciências em
Engenharia Mecânica.**

Área de Concentração: Projeto, Materiais e Processos

Orientador: Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr.

Coorientador: Prof. Dr. Alexandre Carlos Brandão Ramos.

Abril de 2016
Itajubá – MG

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO
EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Danilo Pereira Roque

**Estudo da Simulação Dinâmica do
Comportamento em Voo de Aeronaves de
Asas Rotativas**

Dissertação aprovada por banca examinadora em 29 de
Abril de 2016, conferindo ao autor o título de *Mestre em
Ciências em Engenharia Mecânica*.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Élcio Hideiti Shiguemori – IEAv/DCTA.

Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa – IEM/UNIFEI

Prof. Dr. Alexandre Carlos Brandão Ramos – IMC/UNIFEI

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Junior – IEM/UNIFEI

Abril de 2016
Itajubá – MG

Dedicatória

Dedico este trabalho a aquele que por noites ficou acordado enquanto trabalhava nesta dissertação, aquele que por vezes perdeu o sono e não reclamou, aquele que mesmo no frio não arredava o pé, aquele que ouviu explicações e mais explicações, que por vezes entendeu outras não, aquele que sempre me acompanhava no lanche da madrugada, que me viu desanimado com os erros e vibrando com os grandes resultados.

Dedico a você!

Que estas imortalizado nos nossos corações e em nossas mentes, descanse em paz meu grande amigo Dolly. .

"Tem um ditado que diz: Voar é divino. Pairar é sobrenatural!"

Autor Desconhecido

Agradecimentos

Primeiramente agradeço a Deus.

Aos meus pais, Célia e Mauro, que me apoiaram incondicionalmente,

A minha irmã Elaine que mesmo longe sempre se preocupou e a todos aqueles que de alguma forma me ajudaram no desenvolvimento deste trabalho.

Destaco meu primo, Prof. Dr. Gustavo R.S. Assi do Departamento de Engenharia Naval e Oceânica da Escola Politécnica da Universidade de São Paulo (USP).

O grande amigo, Dr. Iain Mackay arqueólogo pela University of Edinburgh (1983) e doutor em Estudos Ameríndios e Quechua pela University of St Andrews (1988).

Ao Orientador Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr, ao Coorientador Prof. Dr. Alexandre Carlos Brandão Ramos e ao Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa, pelos valiosos conhecimentos a mim transmitidos, bem como a todos os doutores e mestres da Universidade Federal de Itajubá (UNIFEI) que muito contribuíram para a minha formação acadêmica.

Resumo

ROQUE, D. P. (2016), *Estudo da Simulação Dinâmica do Comportamento em Voo de Aeronaves de Asas Rotativas*, Itajubá, 124 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá.

Este trabalho apresenta o estudo acerca da dinâmica de voo e análise de simulação de um helicóptero. Inicialmente apresenta-se o conceito da aerodinâmica de sustentação e os controles mecânicos que podem mudar as forças e momentos aerodinâmicos que possam ser introduzidos no sistema. Em seguida, apresenta-se o estudo da modelagem dinâmica não-linear da aeronave bem como os conceitos de equilíbrio, estabilidade e controle. De posse de todos os dados, foram feitas diferentes simulações numéricas afim de validar a estratégia bem como o modelo matemático do helicóptero avaliado. Os resultados indicam uma boa familiarização com a dinâmica de voo do helicóptero avaliado encorajando trabalhos mais avançados.

Palavras-chave: Dinâmica de Helicópteros, Modelagem, Estabilidade, Simulações.

Abstract

ROQUE, D. P. (2016), *Estudo da Simulação Dinâmica do Comportamento em Voo de Aeronaves de Asas Rotativas*, Itajubá, 124 p. MSc. Thesis –Institute of Mechanical Engineering, Federal University of Itajubá.

This paper presents the study of flight dynamics and the analysis simulation of a helicopter model. Initially it presents the concept of lift aerodynamic and the mechanical controls which can change the aerodynamic forces and moments that may be introduced in the system. Then presents the study of nonlinear dynamic modeling of the aircraft as well as the concepts of equilibrium, stability and control. With the data, were made different numerical simulations in order to validate the strategy and the mathematical model of the estimated helicopter. The results indicate a good familiarity with the helicopter flight dynamics rated encouraging more advanced work.

Keywords: Helicopter Dynamics, Modeling, Stability, Simulation.

SUMÁRIO

| | |
|---|------------|
| SUMÁRIO..... | ix |
| Lista de Figuras..... | xi |
| Lista de Tabelas..... | xiv |
| Simbologia..... | xv |
| Letras Latinas..... | xv |
| Letras Gregas..... | xix |
| Siglas a Abreviaturas..... | xxi |
| CAPITULO 1..... | 1 |
| INTRODUÇÃO..... | 1 |
| 1.1 MOTIVAÇÃO..... | 2 |
| 1.2 CONTEXTO HISTÓRICO..... | 7 |
| 1.3 PESQUISA BIBLIOGRAFICA..... | 11 |
| 1.4 OBJETIVOS..... | 12 |
| 1.5 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO..... | 12 |
| CAPITULO 2..... | 14 |
| AERODINAMICA DO HELICÓPTERO..... | 14 |
| 2.1 AERODINÂMICA BÁSICA - HELICÓPTERO..... | 15 |
| 2.2 ESTRUTURA DE COMANDO DE VOO DO HELICÓPTERO..... | 28 |
| 2.3 MODELAGEM DINÂMICA DO HELICÓPTERP..... | 32 |
| 2.3.1 MODELAGEM EQUAÇÕES | 35 |
| CAPITULO 3..... | 51 |
| ESTABILIDADE ESTÁTICA E DINÂMICA DO HELICÓPTERO..... | 51 |
| CAPITULO 4..... | 59 |
| SIMULAÇÕES NUMÉRICAS..... | 59 |
| CAPITULO 5..... | 84 |
| CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS..... | 84 |
| REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS..... | 86 |

| | |
|---|-----------|
| Apêndice A..... | 90 |
| CÓDIGO NUMÉRICO DO AS355-F2 ESQUILO..... | 90 |
| Apêndice B..... | 94 |
| MODELO DE HELICÓPTERO ANALISADO E DO MODELO DE COMPARAÇÃO: BO105-S123..... | 94 |

Lista de Figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1.1: Mapa das rotas aéreas comerciais pelo mundo..... | 3 |
| Figura 1.2: Simulador Esquilo Fennec CIAvEx. (A) Atuadores do sistema de percepção de forças da aeronave. (B) Sistema visual e cabine do helicóptero..... | 6 |
| Figura 1.3: (A) Parafuso de Arquimedes. (B) La Hélice de Leonardo da Vinci..... | 7 |
| Figura 1.4: (A) Vicomte Gustave Ponton d’Amecourt. (B) Paul Cornu – Primeiro Helicóptero..... | 9 |
| Figura 1.5: Helicóptero Yur’ev..... | 9 |
| Figura 1.6: Helicóptero Sikorsky..... | 10 |
| Figura 2.1: Forças Básicas atuantes em uma aeronave..... | 15 |
| Figura 2.2: Tudo de Venturi com Exemplo de Perfil Aerodinâmica..... | 16 |
| Figura 2.3: Forças aerodinâmicas envolvidas no perfil..... | 16 |
| Figura 2.4: (A) Ângulo de ataque; (B) ângulo de incidência..... | 18 |
| Figura 2.5: Movimento Fundamental das pás..... | 19 |
| Figura 2.6: Sustentação não uniforme ao longo da Pá..... | 20 |
| Figura 2.7: Sustentação Voo Pairado..... | 21 |
| Figura 2.8: Distribuição da Sustentação (a) Sem Batimento. (b) Com Batimento..... | 21 |
| Figura 2.9: Arfagem e Precessão Giroscópica..... | 22 |
| Figura 2.10: Forças aerodinâmicas envolvidas no perfil..... | 23 |

| | |
|---|----|
| Figura 2.11: Inflow. (a) Inflow fora do efeito Solo (OGE), (b) Inflow dentro do efeito solo (IGE), (c) Inflow direcional..... | 25 |
| Figura 2.12: Posição e região do rotor ψ | 27 |
| Figura 2.13: Batimento do Rotor β_0 | 27 |
| Figura 2.14: Batimentos (a) Batimento do rotor β_0 , (b) Batimento longitudinal β_{1c} , (c) Batimento Lateral β_{1s} | 28 |
| Figura 2.15: Sistema de coordenadas do corpo rígido..... | 29 |
| Figura 2.16: Coletivo: Controle ascendente e descendente..... | 30 |
| Figura 2.17: Cíclico: Controle longitudinal e lateral..... | 31 |
| Figura 2.18: Pedal: Controle da guinada, nariz do helicóptero para direita ou para esquerda..... | 32 |
| Figura 2.19: Cargas aerodinâmicas na sessão do aerofólio..... | 38 |
| Figura 2.20: Forças e Momentos atuando no Rotor Principal..... | 42 |
| Figura 3.1: Estabilidade Longitudinal. (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica..... | 52 |
| Figura 3.2: Resumo Estabilidade Longitudinal..... | 54 |
| Figura 3.3: Estabilidade Longitudinal (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica..... | 55 |
| Figura 3.4: Estabilidade Direcional (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica.. | 56 |
| Figura 3.5: Movimento da <i>Phugoid</i> | 57 |
| Figura 4.1: Comando <i>Doublet</i> Longitudinal Cíclico com 1° , da aeronave analisada..... | 62 |
| Figura 4.2: Comando <i>Doublet</i> Longitudinal Cíclico com 1° , da aeronave analisada, identificação da <i>Phugoid</i> | 64 |
| Figura 4.3: Comando <i>Doublet</i> Longitudinal Cíclico com 1° , da aeronave analisada, Velocidade Translacional..... | 65 |
| Figura 4.4: Comando <i>Doublet</i> Longitudinal Cíclico com 1° , da aeronave analisada..... | 66 |
| Figura 4.5: Comando <i>Doublet</i> no Pedal com 1° , da aeronave analisada..... | 67 |
| Figura 4.6: Comando <i>Doublet</i> no Pedal com 1° , da aeronave analisada, Velocidades Rotacionais e Translacionais..... | 68 |
| Figura 4.7: Comando <i>Doublet</i> no Pedal com 1° , da aeronave analisada, Ângulos de Euler, Batimentos..... | 69 |

| | |
|---|-----|
| Figura 4.8: Comando <i>Doublet</i> no Pedal com 1°, da aeronave analisada..... | 71 |
| Figura 4.9: Comando <i>Step</i> no Cíclico Longitudinal com 1°, da aeronave analisada..... | 72 |
| Figura 4.10: Comparação quando se teve o comando <i>Step</i> no Cíclico Longitudinal com 1°. (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007)..... | 73 |
| Figura 4.11: Comando <i>Step</i> no Cíclico Longitudinal com 1°, da aeronave analisada..... | 74 |
| Figura 4.12: Comando <i>Step</i> no Cíclico Longitudinal com 1°, da aeronave analisada..... | 75 |
| Figura 4.13: Comando <i>Step</i> no Cíclico Lateral com 1°, da aeronave analisada..... | 76 |
| Figura 4.14: Comando <i>Step</i> no Cíclico Lateral com 1°. (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007)..... | 77 |
| Figura 4.15: Comando <i>Step</i> no Cíclico Lateral com 1°, da aeronave analisada..... | 78 |
| Figura 4.16: Comando <i>Step</i> no Cíclico Lateral com 1°, da aeronave analisada..... | 79 |
| Figura 4.17: Comando <i>Step</i> no Cíclico Lateral com 1°, da aeronave analisada..... | 80 |
| Figura 4.18: Comando <i>Step</i> no Coletivo com 1°, da aeronave analisada..... | 81 |
| Figura 4.19: Comando <i>Step</i> no Coletivo com 1°. (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007)..... | 82 |
| Figura 4.20: Comando <i>Step</i> no Coletivo com 1°, da aeronave analisada..... | 83 |
| Figura 4.21: Comando <i>Step</i> no Coletivo com 1°, da aeronave analisada..... | 84 |
| Figura A.1: Resultado Gráfico da simulação em voo de cruzeiro a velocidade de 50 m/s e altitude de 200 m..... | 93 |
| Figura B.1: Dimensões Básicas do da aeronave analisada..... | 97 |
| Figura B.2: Dimensões Básicas do BO105-S123..... | 102 |

Lista de Tabelas

| | |
|--|-----|
| Tabela 3.1: Nível 1 de modelagem matemática do rotor..... | 33 |
| Tabela 3.2: Nível 2 de modelagem matemática do rotor..... | 33 |
| Tabela 3.3: Nível 3 de modelagem matemática do rotor..... | 34 |
| Tabela 6.1: Dados do AS355-F2 Esquilo..... | 96 |
| Tabela 6.2: Derivadas de Estabilidade do AS355-F2 Esquilo..... | 98 |
| Tabela 6.3: Derivadas de Controle do AS355-F2 Esquilo..... | 100 |
| Tabela 6.4: Dados do BO105-S123..... | 102 |

Simbologia

Letras Latinas

| | |
|-------------|--|
| A | Matriz de Estabilidade. |
| A_d | Área do disco do rotor [m ²]. |
| A_{1s} | Ângulo de Batimento Lateral [rad]. |
| a | Aceleração [m/s ²]. |
| a_0 | Batimento total [°]. |
| a_1 | Batimento longitudinal [°]. |
| a_0 | Curva de sustentação das pás do rotor principal [1/rad]. |
| \vec{a}_A | Vetor Aceleração. |
| a_x | Aceleração no eixo x [m/s ²]. |
| a_y | Aceleração no eixo y [m/s ²]. |
| a_z | Aceleração no eixo z [m/s ²]. |
| b | Comprimento latitudinal da placa. |
| B | Matriz de acoplamento. |
| b_1 | Batimento Lateral [°]. |
| CL | Coefficiente de Sustentação. |
| C_T | Coefficiente de empuxo do rotor principal. |
| C_{TT} | Coefficiente de empuxo do rotor de calda. |
| C_x | Coefficiente de força do rotor principal. |
| C_y | Coefficiente de força do rotor principal. |

| | |
|----------------|---|
| C_z | Coeficiente de força do rotor principal. |
| c | Corda média da pá [m]. |
| $D_M(\psi)$ | Matriz rigidez dependente do tempo nas equações de batimento. |
| $D_{M0}(\psi)$ | Matriz rigidez constante nas equações de batimento. |
| \vec{F}_a | Vetor força externas atuantes na aeronave. |
| F_h | Componente da força de sustentação horizontal [N]. |
| F_L | Força de sustentação local [N]. |
| F_N | Força de sustentação normal ou total [N]. |
| F_s | Componente da força de sustentação vertical [N]. |
| $F_{(1)}$ | Força fora do plano do rotor [N]. |
| $F_{(2)}$ | Força no plano do rotor [N]. |
| g | Aceleração da gravidade [m/s ²]. |
| \vec{G}_A | Vetor momento total atuante no helicóptero |
| h ou H | Altitude do helicóptero [m]. |
| $H_M(\psi)$ | Matriz de força dependente do tempo nas equações de batimento. |
| $H_{M0}(\psi)$ | Matriz de força nas equações de batimento.. |
| I_R | Momento de inércia do rotoe do sistema de transmissão [kg/m ²]. |
| I_{xx} | Momento de inércia do helicóptero eixo x [kg/m ²]. |
| I_{yy} | Momento de inércia do helicóptero eixo y [kg/m ²]. |
| I_{zz} | Momento de inerciado helicóptero eixo z [kg/m ²]. |
| K_β | Rigidez do rotor principal. |
| L | Momento aerodinâmico no eixo x [N*m]. |
| L_h | Momento de rolamento devido ao efeito de rigidez do rotor. |
| l | Resultante de Sustentação. |
| ℓ | Sustentação [n/m]. |
| M | Momento aerodinâmico no eixo y [N*m]. |
| M_h | Momento de arfagem devido ao efeito de rigidez do rotor |
| m_a | Massa do helicóptero [kg] |
| N | Momento aerodinâmico no eixo z [N*m]. |
| N_h | Momento de empuxo do rotor. |
| p | Componente da velocidade angular no eixo x [rad/s]. |
| \dot{p} | Aceleração angular no eixo x [m/s ²]. |
| Q_R | Torque do rotor principal [N*m]. |

| | |
|--------------|---|
| Q_T | Torque do rotor de calda [N*m]. |
| q | Componente da velocidade angular no eixo y [rad/s]. |
| \dot{q} | Aceleração angular no eixo y [m/s ²]. |
| r | Componentes da velocidade angular no eixo z [rad/s]. |
| r | Distancia Radial das pás (com a barra superior normalizado pelo raio R) [m]. |
| r_b | Distancia Radial das pás (com a barra superior normalizado pelo raio R) [m]. |
| \dot{r} | Aceleração angular no eixo z [m/s ²]. |
| S | Área formada pelas pás do rotor principal [m ²]. |
| S_β | Número de rigidez. |
| s | Razão de solidez $NbC/\pi R$. |
| T | Tração/empuxo do rotor principal [N]. |
| T_T | Tração/empuxo do rotor de calda [N]. |
| u | Componente da velocidade translacional no eixo x [m/s]. |
| \dot{u} | Aceleração linear no eixo x [m/s ²]. |
| \bar{U}_P | Componente normal da velocidade que incide no perfil aerodinâmico do rotor [m/s]. |
| U_R | Velocidade da pá (avanço ou recuo). |
| \bar{U}_T | Componente tangencial da velocidade que incide no perfil aerodinâmico do rotor [m/s]. |
| V | Velocidade total do helicóptero com relação ao ar [m/s]. |
| v | Componente da velocidade translacional no eixo y [m/s]. |
| \dot{v} | Aceleração linear no eixo y [m/s ²]. |
| \vec{V}_a | Vetor resultante das velocidades aerodinâmicas nos eixos x, y e z |
| v_i | Velocidade do <i>Inflow</i> [m/s]. |
| v_{ihover} | Velocidade do <i>Inflow</i> durante o <i>hover</i> [m/s] |
| w | Componente da velocidade translacional no eixo z [m/s]. |
| \dot{w} | Aceleração lineares no eixo z [m/s ²]. |
| X | Componente da força aerodinâmica no eixo x [N]. |
| X_{hw} | Força do rotor no sistema de eixo [N]. |
| x | Eixo ortogonal direcional da fuselagem. |
| Y | Componente da força aerodinâmica no eixo y [N]. |
| y_{hw} | Força do rotor no sistema de eixo [N]. |
| y | Eixo ortogonal direcional da fuselagem. |

| | |
|---|---|
| Z | Componente da força aerodinâmica no eixo z [N]. |
| z | Eixo ortogonal direcional da fuselagem. |

Letras Gregas

| | |
|----------------------|---|
| α_{total} | Ângulo de ataque total [°]. |
| $\alpha_{ciclico}$ | Ângulo de ataque cíclico [°]. |
| α_{fus} | Ângulo do escoamento com a fuselagem [°]. |
| β | Ângulo de derrapagem [°]. |
| β' | Derivada do batimento com relação ao ângulo de proa da pá. |
| β_{1c} | Ângulo de batimento lateral [°]. |
| β_M | Vetor coordenada do batimento. |
| β_{1s} | Ângulo de batimento longitudinal [°]. |
| β_0 | Ângulo de batimento Total [°]. |
| δ | Coeficiente de arrasto do perfil da pá. |
| δ_0 | Posição do controle coletivo [% ou cm]. |
| δ_{0t} | Posição do controle do pedal [% ou cm]. |
| δ_{1c} | Posição do controle cíclico lateral [% ou cm]. |
| δ_{1s} | Posição do controle cíclico longitudinal [% ou cm]. |
| θ | Ângulo de incidência pá do rotor [°]. |
| θ, ϕ, ψ | Ângulos de Euler que definem a orientação da aeronave com relação a terra: arfagem, rolamento e guinada [rad]. |
| λ | <i>Inflow</i> normal ao plano do disco do rotor. |
| λ_0 | <i>Inflow</i> no rotor principal. |
| λ_{0tr} | <i>Inflow</i> no rotor de calda. |
| λ_{1c} | <i>Inflow</i> no lateral. |
| λ_{1s} | <i>Inflow</i> no longitudinal. |
| λ_i | Razão do <i>Inflow</i> pela máxima velocidade tangencial do rotor. |
| λ_β | Frequência do batimento. |
| μ | Razão de avanço V/Ω . |
| μ_x | Componente do μ no eixo x do helicóptero [ΩR]. |
| μ_y | Componente do μ no eixo y do helicóptero [ΩR]. |
| μ_z | Componente do μ no eixo z do helicóptero [ΩR]. |
| ρ | Característica do meio. Densidade do ar [kg/m^3]. |
| φ | <i>Inflow</i> induzido. |

| | |
|------------------------|---|
| ϕ | Ângulo de rolamento [$^{\circ}$ ou rad]. |
| ψ | Ângulo de guinada [$^{\circ}$ ou rad]. |
| $\vec{\omega}_a$ | Velocidade rotacional de inércia [rad/s]. |
| ω_x | Velocidade angular da pá no eixo x [rad/s]. |
| ω_y | Velocidade angular da pá no eixo y [rad/s]. |
| Ω ou ΩR | Velocidade do rotor principal [rad/s] |

Siglas e Abreviaturas

| | |
|---------|---|
| AA | <i>Angle of Attack</i> |
| ABRAPHE | Associação Brasileira de Pilotos de Helicóptero |
| A.C. | Antes de Cristo |
| AHS | <i>American Helicopter Society</i> |
| AIAA | <i>American Institute of aeronautics and Astronautics</i> |
| ANAC | Agência Nacional de Aviação Civil |
| AS355 | Modelo do Helicóptero AS355-F2 Esquilo |
| ASN | <i>Aviation Safety Network</i> |
| Bo105 | Modelo do Helicóptero Bo105 - S123 |
| CCTAE | Centro de Ciência e Tecnologias Aeronáuticas e Espaciais |
| CG, G | Centro de Gravidade |
| CIAvEX | Centro de Instrução de Aviação do Exército Brasileiro |
| CNTH | Centro Nacional de Tecnologia de Helicóptero |
| CPA | Curso de Piloto de Aeronaves |
| DF | <i>Drag Force</i> |
| DOF | <i>Degree of freedom</i> |
| DRLF | <i>Dynamics Resultant Lift force</i> |
| EV | Empenagem Vertical |
| EH | Empenagem Horizontal |
| F | Fuselagem |
| FCS | <i>Flight Control System</i> |
| FRL | <i>Fuselage Reference Line</i> |
| GPS | Global Position System |
| IATA | <i>International Air Transport Association</i> |
| IFR | <i>Instrument Flight Control</i> |
| IGE | <i>Inside of Ground Effect</i> |
| ILS | <i>Instrument Landing System</i> |
| ISA | <i>Instrument Standard Atmosphere</i> |
| IST | Instituto Superior Técnico |
| ITNG | <i>International Conference on Information Technology</i> |
| HSI | <i>Horizontal System Indicator</i> |

| | |
|--------|--|
| LCS | <i>Lateral Cyclic Step</i> |
| LF | <i>Lift Force</i> |
| LQ | Linearização Quadrática |
| MBC | <i>Multi-Blade Coordinates</i> |
| MR | <i>Main Rotor</i> |
| OGE | <i>Out of Ground Effect</i> |
| PC | <i>Pressure Center</i> |
| Pd | Fator de Ponderação |
| PT | <i>Powerplant/Transmission</i> |
| RBAC | Regulamento Brasileiro de Aviação Civil |
| REUNI | Reestruturação e Expansão das Universidades Federais |
| R/C | Rotor de Cauda |
| R/P | Rotor Principal |
| SUS | Sistema Único de Saúde |
| TR | <i>Tail Rotor</i> |
| UNIFEI | Universidade Federal de Itajubá |
| VR | Vento Relativo |
| WATS | <i>World Air Transport Statistics</i> |

Capítulo 1

INTRODUÇÃO

As aeronaves estão a cada dia se tornando mais complexas e custosas. Tendo em vista o avanço das novas tecnologias no cenário aeronáutico, os operadores têm empregado cada vez mais a ferramenta de simulação para o treinamento da tripulação e agentes envolvidos na operação de voo a fim de aumentar a segurança de suas operações.

Neste capítulo será explanado a motivação deste trabalho, onde é apresentado o avanço e a importância do transporte aéreo, principalmente a importância dos helicópteros, que pelas suas características, oferecem maiores possibilidades de realizar missões importantes, no qual o avião geralmente não pode realizar. Por sua vez, é apresentado a importância do simulador para capacitar profissionais e auxiliar no desenvolvimento de novas aeronaves ou equipamentos. Em seguida é apresentado o contexto histórico, no qual descreve a evolução dos helicópteros desde as primeiras tentativas no início do século XX, onde estas aeronaves eram projetadas intuitivamente e através das tentativas e erros, e dos problemas encontrados, foi-se adquirindo aos poucos o conhecimento do voo vertical e o conceito de helicóptero. Também, a revisão bibliográfica realizada para alcançar os conhecimentos necessários a fim de atingir o objetivo deste trabalho e por fim o objetivo na e a estrutura de apresentação da dissertação.

1.1 MOTIVAÇÃO

Desde o início das civilizações ouve-se a necessidade das pessoas ou produtos se deslocarem. Hoje está disponível três tipos de transporte: o terrestre (carros, ônibus, caminhão, trens, metrô), o aquático (navios, lanchas, barcos) e aéreo (aviões, helicópteros, planadores, dirigíveis, balões).

O transporte aéreo, utilizado para o movimento de pessoas e de mercadoria pelo ar, com a utilização em grande massa de aviões e helicópteros, tornou-se um setor que frequentemente é apontado como “estratégico” tanto para os governos, quanto para os analistas setoriais (OLIVEIRA, 2009).

A partir da Segunda Guerra Mundial (1939 a 1945), onde o uso do transporte aéreo era para deslocamento de tropas, cargas e armamentos, ocorreu um grande desenvolvimento da aviação comercial, transformando o avião em um dos principais meios de transporte de passageiros e mercadorias no contexto mundial (JARRET, 2003).

Segundo Oliveira (2009), além de ser o meio em que mais contribuiu para a redução da distância-tempo, é o tipo de transporte mais seguro utilizado. Devido as suas características foi também o meio em que necessitou de maiores estruturas específicas para sua operação. A construção de aeroportos e estruturas de comunicação, além do alto custo de manutenção das aeronaves onerou este transporte. Porém o transporte aéreo é um verdadeiro “insumo produtivo” devido as suas vantagens como ser o meio com deslocamento mais rápido e seguro para transporte passageiros a curtas, médias e longas distâncias, grande liberdade de movimento e o mais adequado transporte de mercadorias de alto valor (diamantes, instrumentos de óptica, produtos farmacêuticos, entre outros) e de mercadorias perecíveis (alimentos em geral), agrega valores ao crescimento econômico. O deslocamento neste caso significa mobilidade, agilidade, eficiência e, por decorrência, a indução de negócios e fechamento de contratos.

A *International Air Transport Association* (IATA), (Associação Internacional de Transporte Aéreo), divulgou em 2015, em seu site www.iata.org, o *World Air Transport Statistics* (WATS), Estatística Mundial de Transporte Aéreo, com dados de passageiros por companhia, ou passageiros por região e calculou-se que aproximadamente 3,3 bilhões realizaram voos regulares. Com uma quantidade tão grande de pessoas o fator de segurança é fundamental. A *Aviation Safety Network*, Rede de Segurança da Aviação, órgão responsável por divulgar os dados de incidentes e acidentes, relata que neste mesmo ano ocorreu 560 fatalidades o que corresponde a 0,0000169%. Uma porcentagem muito pequena, levando esse tipo de transporte a ser o mais seguro do mundo. A Figura (1.1) a seguir ilustra o mapa das rotas aéreas comerciais pelo mundo, onde é possível

observar as densidades das rotas comerciais pelo mundo, onde sua maior concentração é em voos domésticos e internacionais para a Europa e para a América do Norte.



Figura 1.1 - Mapa das rotas aéreas comerciais pelo mundo (AIRINE ROUTE MAPPER, 2015).

A certificação (ou homologação) de aeronaves é, especialmente na aviação civil, uma atividade necessária à segurança do transporte aéreo. Desde 20 de março de 2006, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), possui uma área especialmente destinada para tratar do assunto, chamada de Gerência-Geral de Certificação de Produtos Aeronáuticos, e que está sediada na cidade de São José dos Campos. A ANAC (2016) estipula todos os testes e parâmetros para certificação da aeronave a fim de garantir maior segurança de voo. Vários fatores de extrema importância influenciam para atingir essa meta de segurança, um deles é entender como cada sistema ou componentes importantes se comportam em diversas atitudes de voo. Com isso, os fabricantes realizam inúmeros testes e ensaios em voo antes de certificar uma aeronave, determinando a vida útil de cada componente e sistema. Testes como fadiga, vibração, impacto, pouso e decolagem, testes de motor, sistemas pneumáticos, sistemas elétricos, depressurização, fogo na cabine, entre outros importantes relacionados com a qualidade de voo, tais como: verificar a estabilidade dinâmica da aeronave em condições de rajada de vento ou até mesmo através do comando do piloto. A partir destes, o fabricante estipula o manual de voo da aeronave, onde apresenta as manutenções necessárias das aeronaves que devem seguir rigorosamente as manutenções e as prevenções diárias descritas para garantir a máxima segurança de voo. Contudo uma aeronave pode levar anos de desenvolvimento para ser homologada, pois vários destes testes determinam um longo período de tempo (DUARTE, 2015).

Logo o desenvolvimento de um novo projeto de aeronave demanda tempo e muito dinheiro. Para amenizar estes custos os fabricantes estão a cada dia aprimorando os simuladores. Sabe-se que hoje os simuladores não são utilizados somente para a familiarização de pilotos com as novas aeronaves, mas também faz parte do pré-projeto de uma nova aeronave, e em seguida, utilizado para simulação de situações que requerem um grau de perigo maior aos pilotos de teste e operadores ou quando estes testes realizados com uma aeronave real necessitam de um custo maior (LEE, 2005).

Devido as suas características, os simuladores de voo de avião aproximam-se com maiores detalhes do real, ao se comparar com os simuladores de helicóptero, devido a maior complexidade deste aparelho (LEE, 2005). Hoje frentes de estudos de simulador de helicóptero intensificam uma melhor compreensão da dinâmica do rotor, aprimorando dados do fluxo de ar que passa pelas pás, principalmente quando o helicóptero está próximo do solo.

No caso dos helicópteros estima-se que existe cerca de 50mil unidades no mundo, sendo que, segunda a ANAC (2016), o Brasil tem pouco mais de 2 mil helicópteros registrados, na sua maioria concentrada na cidade de São Paulo tornando a capital, segundo estudos realizados pela ABRAPHE (2016), (Associação brasileira de pilotos de helicóptero), em 20 de agosto de 2013, como a maior frota em circulação no mundo, passando cidades como Nova York, Tóquio, Rio de Janeiro, Londres, Belo Horizonte, Santiago, Cidade do México, Bogotá e Pequim.

No Brasil, os principais setores em que os helicópteros são utilizados são: Na segurança pública, SUS (Sistema Único de Saúde), defesa civil, forças armadas e operadores de voos *off-shore* para empresas petrolíferas.

O CCTAE (Centro de Ciência e Tecnologias Aeronáuticas e Espaciais), no IST (2016), (Instituto Superior Técnico em Lisboa), descreve a dinâmica de voo como sendo a ciência que estuda todos os fatores do voo de um avião e/ou helicóptero incluindo o desempenho, estabilidade e controle, as manobras que podem ser realizadas, os efeitos de perturbações atmosféricas, a gestão de tráfego aéreo e as características de novas configurações destas aeronaves. Aqui estão envolvidos a Modelagem e identificação de dinâmica de voo, a estabilidade e controle de aeronaves, desempenho de aeronaves, dinâmica não linear de aeronaves, guiagem e pilotagem de aeronaves, simuladores de voo, entre outros.

De acordo com Padfield (2007), existem duas vertentes na dinâmica e controle de voo de helicópteros a saber: *i*) a implementação de modelos matemáticos para simulações numéricas e *ii*) a análise das qualidades de voo. A dinâmica de controle de voo ou dinâmica de atitude é a modelagem da mudança de orientação e posição de um veículo, devido a forças externas agindo sobre o corpo do veículo (BATE *et al.*, 1971). Ainda segundo os autores, o controle de atitude é a

manipulação intencional e controlada das forças exteriores (utilizando atuadores do veículo) para estabelecer uma atitude desejada.

Dito isso e posto todos os interesses em helicópteros, é necessário o desenvolvimento de um simulador de voo destas aeronaves, pois este será uma ferramenta avançada e importante para os estudos da dinâmica de voo de aeronaves de asas rotativas.

Outra questão é a necessidade de formação de pilotos de helicópteros e o novo requisito RBAC 61 (RBAC - Regulamento Brasileiro de Aviação Civil). Com relação a formação de pilotos e retomando os dados de *off-shore*, estes necessitam de um nível de especialização para os comandantes muito alto, além da falta deste profissional no mercado (CASAGRANDE, 2012). Devido ao alto custo para obter o brevê de piloto, o desenvolvimento de um simulador de voo permitirá a formação de um número maior de comandantes, por a hora de voo no simulador ser muito mais barata. Lembrando que estes simuladores devem ser o representativo real de helicóptero. Já em relação os novos requisitos do RBAC 61, ampliou-se as exigências para os voos IFR (Instrument Flight Control), que é o voo por instrumentos, onde 10 das 100 horas obrigatórias para adquirir a licença de piloto comercial de helicóptero devem ser IFR. Estas horas de voo podem ser acumuladas com o uso de simuladores de voo. Estes fatos novamente aumentou o investimento e desenvolvimento de simuladores de voo (GALANTE, 2013).

Observa-se de acordo com o texto acima, que um estudo mais avançado acerca da tecnologia de simuladores de helicópteros é muito importante, tanto para o estudo da engenharia como para os fabricantes e para os operadores através de treinamentos para pilotos.

De acordo com a ANAC (RBAC 121) os simuladores estão divididos em: “Hardware” e “Software” necessário para representar a aeronave em operações no solo e em voo, sistema de percepção de forças que proporcione movimento com três graus de liberdade e sistema de visualização que forneça um campo de visão, para cada piloto, simultaneamente, de pelo menos 45 graus horizontalmente e 30 graus verticalmente.

A Figura 1.2 mostra o simulador avançado do Helicóptero Esquilo Fennec, ministrado pelo Centro de Instrução de Aviação do Exército Brasileiro (CIAvEx) e desenvolvido pelo Centro Tecnológico do Exército Brasileiro (CTEx) em parceria com a empresa Spectra-Tecnologia, onde será realizado aulas para oficiais alunos do curso de Piloto de Aeronaves (CPA), no qual pode-se observar os atuadores pneumático na base desta circunferência, Figura 1.2a onde, de acordo com a atitude do piloto, simula o sistema de percepção de forças da aeronave, ou seja, dá a sensação de movimento do helicóptero. Na Figura 1.2b, no qual mostra a cabine do helicóptero, onde pode-se observar todo o sistema visual externo que o piloto pode ter, bem como toda a instrumentação e controles reais do helicóptero.



Figura 1.2 - Simulador Esquilo Fennec CIAvEx. (A) Atuadores do sistema de percepção de forças da aeronave. (B) Sistema visual e cabine do helicóptero (DEFESA AÉREA & NAVAL, 2012).

O estudo dos simuladores requer um trabalho amplo e complexo já que estes dispositivos, com aplicabilidade em engenharia, podem ser usados para se avaliar o desempenho, a estabilidade, controlabilidade e qualidade de voo do helicóptero analisado. Para isso é importante ter acesso ao modelo matemático usado nas simulações e com isso ter acesso aos dados da aeronave que quase sempre são de difícil conhecimento. Por se tratar de um aparelho complexo, o simulador de helicópteros proporciona muitas linhas de pesquisa para o seu desenvolvimento tais como: i) o comportamento, desenvolvimento da dinâmica, simulação e qualidade de voo, ii) o processamento das imagens, iii) transmitir de maneira eficaz as sensações tanto de peso de comando para o piloto como de atitude da aeronave para a tripulação, dentre outros.

Seguindo o que foi exposto, o estudo proposto neste trabalho é a familiarização com a dinâmica de voo de helicópteros, mais especificamente do modelo AS355-F2 Esquilo, implementando o modelo matemático de simulação, com base em dados já apresentados na literatura.

1.2 CONTEXTO HISTÓRICO

A história do avião pode ser rastreada até aos voos de Otto Lilienthal, Samuel Langley, e até aos primeiros voos pilotados, controlados e autonomamente propulsionados de Santos Dummont, Orville e dos irmãos Wright, datados do início do século XX (IST, 2016).

Assim, como os aviões e dirigíveis, os registros do conceito de helicópteros são especulações e grandes histórias, que por sua vez ajudaram na concepção das aeronaves. Uma delas é a dos cientistas do antigo império chinês, há 400 a.C., que teriam criado brinquedos com pequenos rotores, montados com penas de aves presas a uma haste, que de modo que girados com o movimento rápido das palmas das mãos, ganhavam sustentação e eram capazes de voar (IST, 2016).

Outra, pouco mais conhecida, é a história de Arquimedes, datada no século II a.C., no qual teria criado um dispositivo chamado Parafuso de Arquimedes, usado para elevar água para reservatórios mais altos, mas que usava princípios que seriam aplicados no helicóptero séculos mais tarde (ASSIS, 2008). Assim como Arquimedes, pode-se citar Leonardo Da Vinci, que em 1483 desenhou o La Hélice, um interessante engenho que nunca chegou a sair do papel, mas que mostrou os princípios básicos da máquina que um dia passaria a ser o helicóptero (CAPRA, 2008). A Figura 1.3 seguir ilustra os dois trabalhos citados acima.

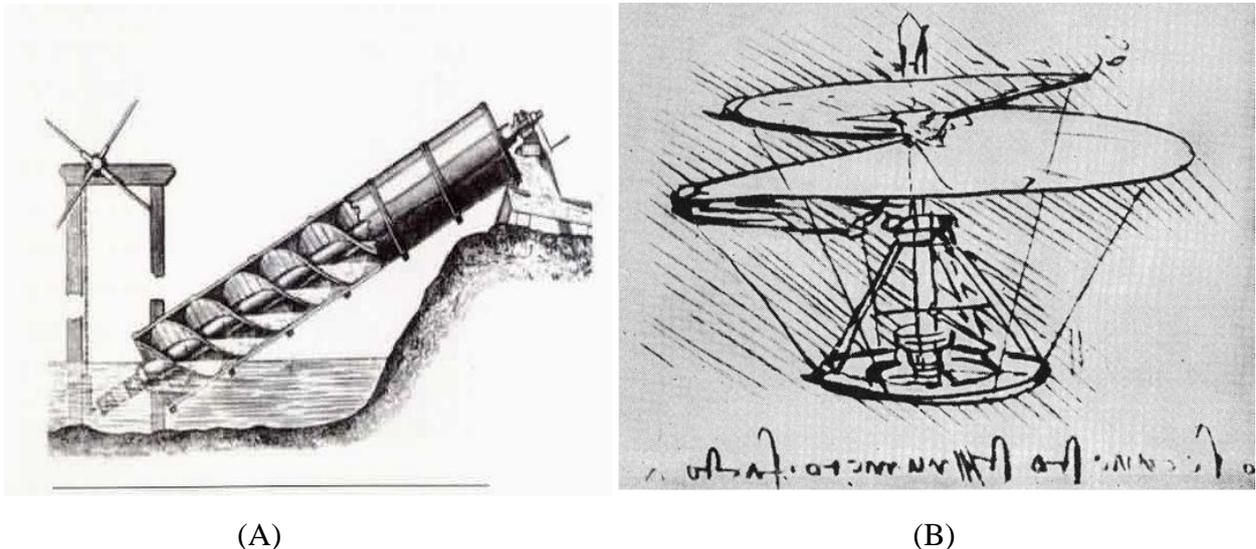


Figura 1.3 - (A) Parafuso de Arquimedes (ASSIS, 2008). (B) La Hélice de Leonardo da Vinci (COPRA, 2008).

“Uma vez que você tenha experimentado voar, você andar  pela terra com seus olhos voltados para o c eu, pois l  você esteve e para lá você desejar  voltar. ”

Leonardo da Vinci

Como visto até aqui, quase todas as primeiras tentativas são consideradas como intuitivas, portanto   necessário fazer uma diferença entre as primeiras tentativas de desenvolvimento de um helicóptero funcional. São mais tarde a partir das observa es e solu es dos problemas obtidos que se tornaram científicas. Houveram seis problemas técnicos fundamentais que limitaram as primeiras experiências com helicópteros (IST, 2016):

- O conhecimento básico da aerodinâmica do voo vertical.
- A falta de um motor suficientemente potente.
- Minimizar o peso estrutural e o peso do motor.
- Cancelar a rea o do binário do rotor principal.
- Conseguir a estabilidade e controle da máquina.
- Vencer o problema das vibra es.

Já em 1843, Sr. George Cayley, da Grã-Bretanha, fascinado pelos brinquedos chineses, desenhou a chamada carruagem aérea. Uma máquina de voar composta por dois rotores instalados nas extremidades de forma que um contrapunha o torque do outro, estes eram movidos por dispositivos elásticos. Em 1809 e 1810 publicou um artigo em três partes onde se estabeleceu as bases para a aerodinâmica moderna (IST, 2016).

Vicomte Gustave Ponton d’Amecourt, francês que idealizou um modelo com hélices contra – rotativas, usou pela primeira vez o nome helicóptero. Em 1868, seu primeiro equipamento foi apresentado na Exposi o Aeronáutica de Londres, sem sucesso de voo, porem um outro, impulsionado por mola, obteve êxito (IST, 2016).

Apesar de todas as tentativas anteriores de inventores em todo o mundo, somente no dia 13 de novembro de 1907, em Lisieux - França que o primeiro homem voou em um engenho de asa rotativa, um ano após Santos-Dummont e seu 14bis, o francês Paul Cornu conseguiu se manter durante 20 segundos fora do chão, com uma eleva o de 30cm. Paul sentava entre os dois rotores, que rodavam em dire o opostas para cancelar o torque. Este foi o primeiro helicóptero a voar a partir do zero usando p s de rotor em vez de asas (IST, 2016).

A Figura 1.4, estão representados Vicomte Gustave Ponton d’Amecourt com os brinquedos e Paul Cornu com seu primeiro helicóptero.

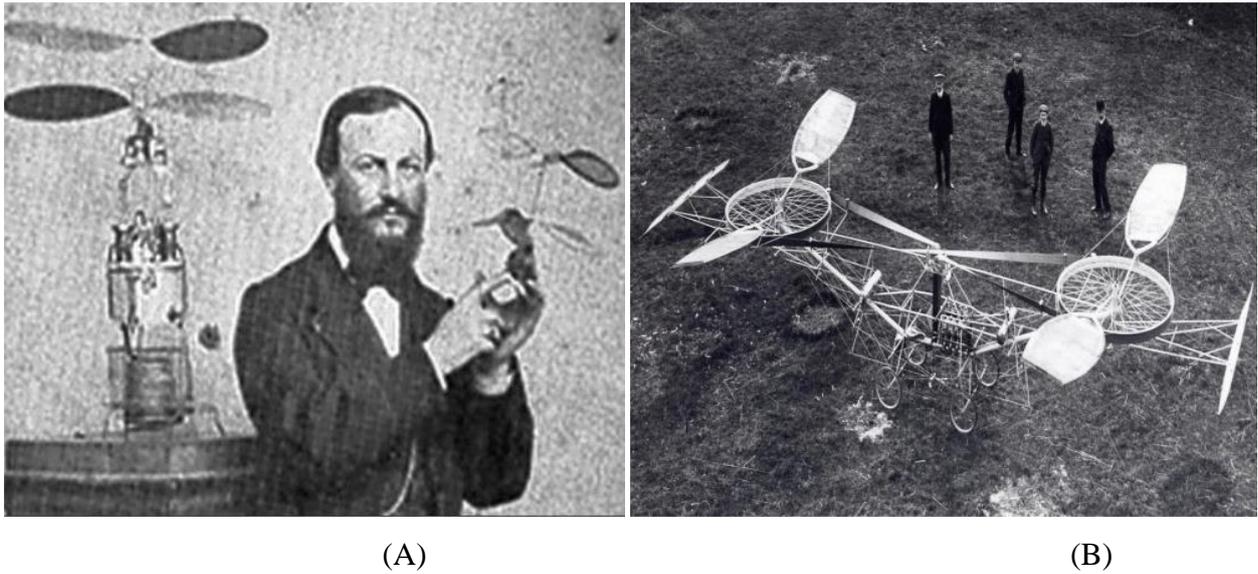


Figura 1.4 - (A) Vicomte Gustave Ponton d'Amecourt (IST, 2016). (B) Paul Cornu - Primeiro Helicóptero (L'HELICOPLANE) (IST, 2016).

Boris Yur'ev propôs em 1912 um helicóptero com um projeto moderno com um rotor principal e o rotor pequeno na cauda. O grande diâmetro do rotor e o grande alongamento das pás sugerem algum conhecimento científico, vale lembrar que Yur'ev foi um dos primeiros que propôs o conceito de variação cíclica do ângulo de picada para o controle do rotor principal (IST, 2016). A Figura 1.5 a seguir ilustra este aparelho.



Figura 1.5 - Helicóptero Yur'ev (IST, 2016).

Em 1914, o aviador Dinamarques Jean C. Ellehammer projetou um helicóptero coaxial e com um mecanismo de variação cíclica foi utilizado para variar o ângulo das pás em rotação, de maneira a poder controlar o aparelho, este porem realizou apenas pequenos saltos no ar, mas nunca realizou um voo controlado (IST, 2016).

Em 1923, com as mesmas intenções dos americanos Berliner, o engenheiro espanhol Juan de la Cierva tinha construído outro tipo de aparelho híbrido com asa rotativa e corpo de avião. Desta

vez o conjunto do rotor não recebia a potência do motor e, portanto, rodava livremente. Descobriu-se que se o rotor fosse inclinado para trás, enquanto o aparelho era propulsionado para a frente o rotor rodava pela ação do escoamento através das pás. Este fenômeno conhecido como “autorrotação” tinha sido compreendido por Crocco e Yur’ev antes de 1910, mas a ideia de puxar o rotor horizontalmente através do ar para gerar sustentação foi claramente de La Cierva (POSTIGO, 2016).

Sikorsky chegou refugiado da revolução Russa em 1917 e em 1929 associou-se à United Aircraft nos Estados Unidos da América devido ao seu vasto conhecimento na Sikorsky na Rússia, tanto nos meios militares como nos civis. Em 1935 obteve uma patente que mostrava um helicóptero com uma configuração moderna, Figura 1.6, com um só rotor principal e com um rotor pequeno na cauda, incluía ainda dobradiças para o batimento e controle cíclico (MILLER, 2001).

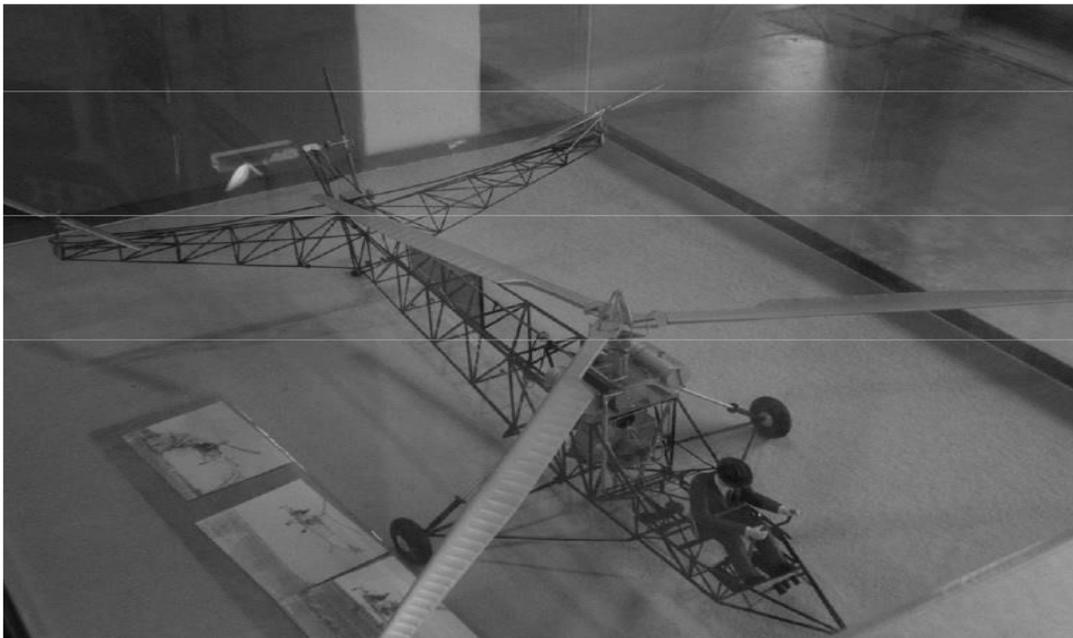


Figura 1.6 - Helicóptero Sikorsky (IST,2016).

O controle longitudinal e lateral eram feitos com a inclinação do rotor principal através de controles cíclicos para o ângulo que baixava o “nariz” da aeronave. O rotor de cauda fornecia a reação ao binário e controle de guinada. Este conceito estabeleceu a configuração usual dos helicópteros modernos. (MILLER, 2001).

1.3 PESQUISA BIBLIOGRAFICA

Johnson, (1980) estudou as qualidades de voo do helicóptero, considerando um movimento de seis graus de liberdade, em termos de sua estabilidade dinâmica e da resposta ao comando. Após observar o rotor principal, este fez duas simplificações muito utilizadas por outros autores. São elas: i) as dinâmicas dos modos longitudinal e lateral-direcional são desacopladas e ii) apenas a dinâmica de baixa frequência do rotor é utilizada na análise, ou seja, o rotor não adiciona graus de liberdade ao sistema (modelo quase-estacionário).

O modelo quase-estacionário, utilizado para obter as equações de movimento do helicóptero, também foram utilizadas por Prouty (2005) e Cook & Fitzpatrick (2002). Desenvolveram a equação acoplada de seis graus de liberdade com particularidades interessantes. Prouty (2005) apresenta resultados numéricos das derivadas de estabilidade de um helicóptero de referência e Cook & Fitzpatrick (2002) as equações mais generalizadas, ou seja, não supõem que o centro do sistema do eixo do corpo coincida com o centro de gravidade do helicóptero, nem que o mesmo seja simétrico.

Sabendo que o ar por onde o helicóptero está voando nunca é calmo, portanto, as respostas de um helicóptero real não são apenas as entradas de comando por parte do piloto, mas também às perturbações atmosféricas, o conceito e modelos de função de gradiente de vento, de rajada e de turbulências para simular o aumento da carga de trabalho do piloto voando nestas condições foram apresentadas por Ektin (1972) e McLeam (1990).

Padfield (2007) apresenta um trabalho de bastante destaque no estudo de helicópteros onde o mesmo apresenta uma ampla introdução teórica da dinâmica do voo do helicóptero, o desenvolvimento dos critérios das qualidades de voo e simulações.

Cruz (2009) fez um estudo onde aparelhou uma aeronave Esquilo AS355-F2, modelo Fennec do Exército Brasileiro, com sensores, na intenção de obter as derivadas de estabilidade e controle, ou seja, as forças e momentos envolvidos no helicóptero (lembrando que as derivadas de estabilidade e de controle afetam as forças e momentos, mas não são iguais as forças e momentos).

Hoje em dia, dois importantes meios se destacam no incentivo a pesquisa de aeronaves com voo vertical: i) *American Helicopter Society (AHS)* e ii) *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*. A primeira, é uma sociedade técnica sem fins lucrativos que a cada ano, organiza várias conferências regionais e internacionais com a finalidade de “avançar a teoria e prática da ciência das aeronaves de voo vertical” (AHS, 2016), publicando seus trabalhos tais como, pesquisa de modelagem de *Inflow*, qualidade de voo de helicópteros, entre outros (STEPHENS, 2012), (PARKER, 2012). O segundo, (AIAA), é uma sociedade profissional para o

campo da engenharia aeroespacial com vários membros profissionais do setor aeroespacial em todo o mundo (AIAA, 2016).

1.4 OBJETIVOS

Dentre os objetivos deste trabalho destacam-se:

1. A familiarização com a simulação dinâmica de voo de aeronaves de asas rotativas (helicópteros), apresentando as estruturas de controle e a dinâmica do helicóptero;
2. Entender a metodologia de desenvolvimento de um modelo matemático da dinâmica de voo;
3. Implementar os dados do helicóptero As355-F2 Esquilo em um código inicial, de simulação não linear, com a intenção de analisar os resultados obtidos comparando com os resultados da literatura, a fim de validar qualitativamente o modelo.

1.5 ESTRUTURA DA DISSERTAÇÃO

Este trabalho está organizado em 5 capítulos além das referências bibliográficas, conforme será exposto a seguir.

No Capítulo 1, faz-se uma introdução apresentando a motivação para realização do estudo da simulação dinâmica do helicóptero, a revisão bibliográfica, apresentando primeiramente o contexto histórico do helicóptero, apontando as dificuldades encontradas durante o desenvolvimento de aeronaves de asas rotativas e posteriormente a pesquisa bibliográfica com importantes autores no assunto da dinâmica de voo de helicópteros e por fim os objetivos desta dissertação.

Serão discutidas no Capítulo 2 as noções sobre a aerodinâmica básica do helicóptero, a partir do perfil aerodinâmico, das características do rotor principal (batimento, avanço e recuo, *Inlfow*), a estrutura de comando, controles e atuadores do helicóptero, e por fim a modelagem da dinâmica de voo.

No Capítulo 3, faz-se a apresentação da estabilidade estática e dinâmica lateral, longitudinal e direcional do helicóptero, bem como os modos naturais existentes.

No Capítulo 4, é apresentado os resultados das simulações dinâmicas do AS355-F2 Esquilo em diversas atitudes de voo.

Por fim, no Capítulo 5, apresentar-se-á as conclusões oriundas a partir dos resultados obtidos e uma sugestão de trabalhos futuros

No Apêndice A, é apresentado o código numérico utilizado para as simulações do AS355-F2 Esquilo.

No Apêndice B, faz-se a representação dos dados dos helicópteros AS355-F2 Esquilo e do helicóptero Bo105-S123 o qual foi utilizado para comparar os resultados obtidos, já que este, tem características aproximadas do Esquilo e também por ser objeto de estudo de vários autores.

Capítulo 2

AERODINÂMICA DO HELICÓPTERO

Neste capítulo será apresentado conceitos fundamentais da aerodinâmica de helicópteros. Esta aeronave tem como característica a versátil manobrabilidade tornando-a capaz de realizar várias missões. Tanto no ambiente urbano, em atividades como o transporte de passageiros, no monitoramento de tráfego rodoviário ou nas coberturas jornalísticas, quanto em locais inóspitos, realizando resgates médicos (busca e salvamento), apoio para parques eólicos, setores de petróleo e gás *off-shore*, entre outros, (AIRBUS HELICOPTER, 2016).

As seções seguintes estão dispostas da seguinte forma: *i)* aerodinâmica básica, *ii)* estrutura de comando de voo do helicóptero e *iii)* modelagem dinâmica do helicóptero. A primeira relata como é gerada a sustentação da aeronave a partir do perfil aerodinâmico, também os componentes que influenciam na sustentação, ângulo de ataque, batimento e *Inflow*. A segunda como o próprio nome diz, será apresentado os comandos que o piloto e como é o movimento resultante para controlar o helicóptero. E por último a modelagem matemática da dinâmica de voo do helicóptero, apresentando as equações de movimento.

2.1 AERODINÂMICA BÁSICA - HELICÓPTERO

O helicóptero voa segundo os mesmos princípios de um avião convencional (VIEIRA & SERAPIÃO, 2013). A sustentação é gerada pela força resultante da passagem de ar no perfil aerodinâmico ou aerofólio (das asas do avião / das pás do helicóptero). A fim de garantir o máximo de rendimento e segurança, os helicópteros utilizam os perfis aerodinâmicos com arqueamento positivo. Nos projetos mais antigos, devido aos recursos da época, as fabricações das pás eram simétricas em relação à seção transversal. Hoje, com a disposição de maiores recursos como, materiais e técnicas de fabricação, as pás deixaram o perfil simétrico e passaram para o perfil assimétrico, o qual permitem maiores valores de coeficiente de sustentação. Alguns dos helicópteros mais modernos usam perfis assimétricos que variam ao longo da envergadura das pás, aumentando o desempenho da aeronave permitindo alcançar a marca de 300 km/h em voo longitudinal. Na Figura 2.1 estão representados as quatro Forças Básicas atuantes em uma aeronave: a sustentação, o arrasto, a tração/empuxo e o peso (SÉRVULO, 2016).

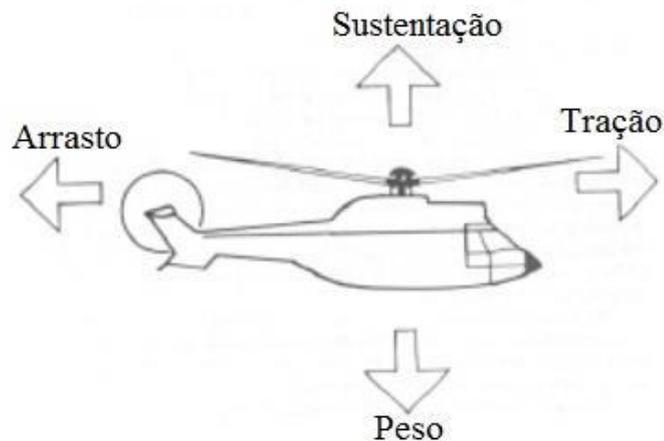


Figura 2.1 - Forças Básicas atuantes em uma aeronave (SÉRVULO, 2016).

A força peso é proveniente da massa da fuselagem já a força de arrasto é uma componente da reação aerodinâmica, que tenta evitar o deslocamento do helicóptero. O arrasto tem componentes do rotor principal, rotor de cauda, empenagens vertical e horizontal. Para que este possa voar, é necessária uma força externa que compense o arrasto. Esta é a força de tração, produzida pelo rotor principal. A força de sustentação que compensa a força peso também é produzida no rotor principal (SÉRVULO, 2016).

Para compreender como é gerada a força de sustentação e a resultante aerodinâmica no aerofólio, é preciso primeiro entender o conceito do Teorema de Bernoulli. Este é uma lei do escoamento que afirma, de forma simplificada: “Quanto maior a velocidade do escoamento, maior

será a pressão dinâmica e menor a pressão estática” (HOUGHTON & CARPENTER, 2003). Ou seja, quando um fluido (ar), passando por um tudo (Tubo de Venturi), atinge um estreitamento, a velocidade do fluido aumenta e sua pressão é reduzida, vide Figura 2.2.

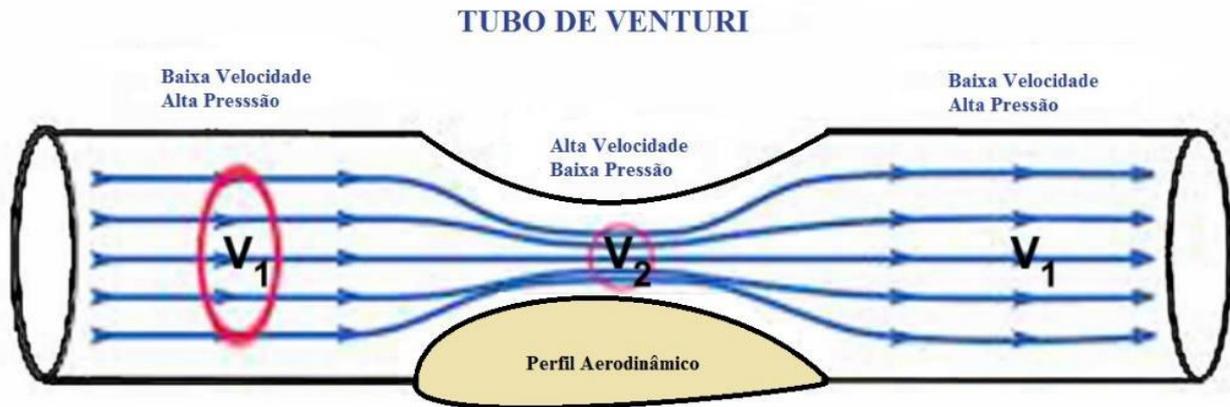


Figura 2.2 - Tudo de Venturi com Exemplo de Perfil Aerodinâmico (adaptado de www.algunascosas.com/principios-de-vuelo-flujo-laminar-y-flujo-turbulento).

Um exemplo de um aerofólio com uma superfície assimétrica é mostrado na Figura 2.3. Na medida em que o ar flui sobre a superfície superior (extradorso) sua velocidade aumenta e sua pressão diminui, formando assim uma área de baixa pressão. Na superfície inferior (intradorso) a velocidade é nominal ao vento relativo, menor em relação ao fluxo de ar que passa no extradorso e, portanto, gerada uma área de maior pressão. A sustentação é a componente da resultante aerodinâmica perpendicular ao vento relativo, a resultante aerodinâmica por sua vez, é uma força que surge em virtude da diferença de pressões no intradorso (alta pressão) e no extradorso (baixa pressão) que tende a empurrar o perfil para cima (NASA, 2009).

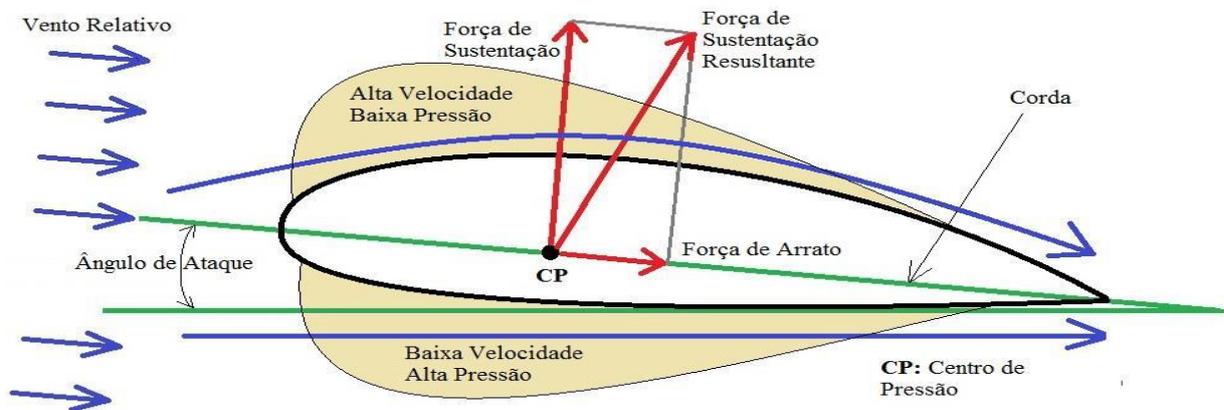


Figura 2.3 - Forças aerodinâmicas envolvidas no perfil.

As equações descritas a seguir foram retiradas de Padfield (2007). A Equação 2.1 descreve matematicamente de forma geral a resultante de sustentação.

$$L = \frac{1}{2} \rho * S * V^2 * CL \quad (2.1)$$

onde:

L : é a resultante de sustentação;

ρ : é a característica do meio. Densidade do ar;

S : é a área formada pela asa do avião ou pás do rotor principal;

V : é a Velocidade da aeronave em relação ao vento relativo;

CL : é o coeficiente de sustentação;

O CL é função do ângulo de ataque total do perfil aerodinâmico. No caso do helicóptero tem-se:

$$\alpha_{total} = \alpha_{fus} + \alpha_{cíclico} + \beta + Inflow \quad (2.2)$$

onde:

α_{total} : é o ângulo de ataque total;

α_{fus} : é o ângulo do escoamento com a fuselagem. Este ângulo é fixo e representa a inclinação da aeronave;

$\alpha_{cíclico}$: é o ângulo de ataque cíclico. Este ângulo é variado atuando pontualmente através do comandado do manche do piloto;

β : é o batimento. Este é o nome para o movimento em que a pá faz para cima e para baixo;

$Inflow$: pode ser entendido também como *downwash* no rotor principal. É a massa de ar deslocada para baixo devido ao movimento dos rotores. Lembrando que também há *Inflow* no rotor de cauda;

A Equação 2.3 a seguir, descreve matematicamente de forma geral a resultante de sustentação dos helicópteros

$$\ell = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 s A_d \alpha_0 \quad (2.3)$$

onde s é a razão de solidez, Ad é a área do disco do rotor (m^2) e (ΩR) velocidade rotacional.

A sustentação, portanto, depende do meio (ar, água, etc), da velocidade do vento relativo, da velocidade da aeronave, forma e ângulo de ataque do perfil aerodinâmico. Toda aeronave tem a capacidade, de acordo com suas características, de aumentar ou diminuir o ângulo de ataque e com consequência aumentar ou diminuir a sustentação. Logo três definições importantes são ilustradas na Figura 2.4, o ângulo de ataque, o ângulo de incidência e centro de pressão.

- Ângulo de ataque: É o ângulo aerodinâmico que a corda do aerofólio faz com a direção do vento relativo;
- Ângulo de incidência: É o ângulo físico do passo das pás do rotor;
- Centro de pressão: É o ponto de aplicação da força resultante aerodinâmica que dará a sustentação e o movimento do helicóptero. Normalmente as forças são consideradas no centro aerodinâmico, que é um ponto no qual o momento de arfagem não se altera muito com o ângulo de ataque. Este ponto está em torno de 25% da corda média aerodinâmica.

NOTA: O eixo longitudinal é uma linha de referência imaginária do avião, estabelecida durante o projeto, e geralmente coincide com a direção do voo horizontal (HOMA, 2004).

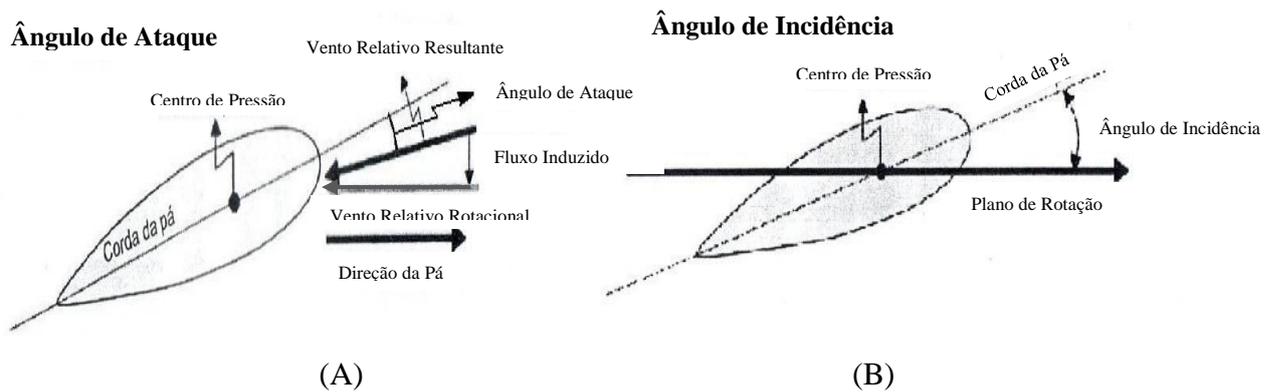


Figura 2.4 - (A) Ângulo de ataque; (B) ângulo de incidência (FIRMINO, 2008).

As pás possuem mais três graus de liberdade de movimento, além da rotação do rotor a que estão fixadas, estas estão ilustrada na Figura 2.5:

- *Rotação em torno do eixo longitudinal*: Ocorre quando a estrutura de comando modifica o passo da pá, ou seja, altera o seu ângulo de incidência com o plano de rotação, ou quando a força resultante aerodinâmica atua fora do centro aerodinâmico da pá, causando uma torção em torno do seu eixo (*Feathering*) (STENGEL, 2004). Há outro "ponto" contido no eixo elástico. Se a força atuar em ponto diferente do contido neste eixo, haverá torção estrutural do perfil,
- *Batimento*: é provocado pela componente vertical da força que empurra a pá para cima ou para baixo durante a rotação. O batimento involuntário atenua a dissimetria de sustentação e o efeito de rajada, e o batimento forçado, comandado pelo piloto, dará a direção e velocidade (*Flapping*), (SÉRVULO, 2016),
- *Leading-lag*: movimento horizontal, não confundir com o movimento de rotação da pá, feito em torno do eixo vertical, que corta a pá do extra ao intradorso. É o movimento que a pá executa avançando e recuando no plano de rotação, em torno do eixo de avanço e recuo. Quando a pá executa um movimento de batimento para cima, ela avança. Quando a pá desce, ela recua. Esta oscilação no plano de rotação é a principal causa do fenômeno de ressonância no solo. É característico dos rotores articulados. Nos rotores rígidos e semi-rígidos provoca um grande esforço de tração e compressão na raiz da pá. A ausência deste movimento provoca um grande esforço de tração e compressão, principalmente na raiz da pá, podendo resultar em quebra da mesma. Para evitar desgaste estrutural foi inserida esta articulação *Lead-Lag*. Como a sustentação muda com a posição do rotor, o arrasto também muda, com isso, passa a acontecer a vibração na direção do "Plano do Rotor" – *Leading lag*. (SÉRVULO, 2016).

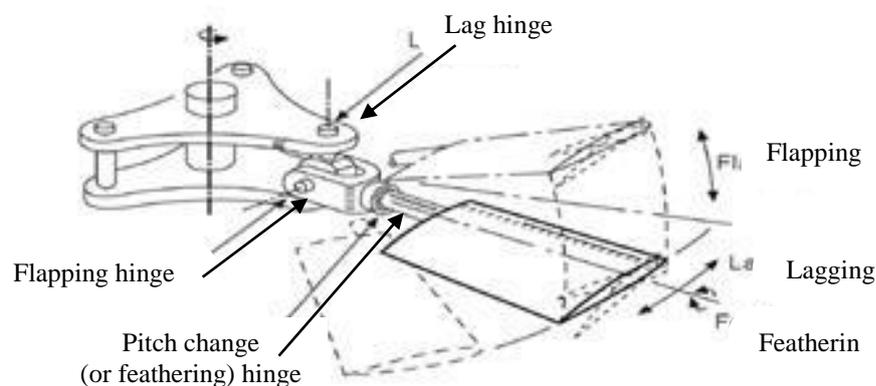


Figura 2.5 - Movimento Fundamental da Pá (BRAMWELL *et al.*, 2001).

Ainda sobre a sustentação é importante observar duas situações de manobras do helicóptero, uma é o voo pairado e a outra é o voo de cruzeiro. Mas antes é preciso compreender um efeito

causado pelo enflechamento excessivo ou efeito cone, no sentido para cima, das pás do rotor principal (SÉRVULO, 2016). Isto ocorre devido a sustentação não ser uniforme ao longo do corpo da Pá, Figura 2.6. É provocado pela composição de duas grandes forças: sustentação e centrífuga. A força de sustentação se torna maior quanto mais próximo da ponta da Pá, fazendo com que a Pá flexione para cima. (PADFIELD, 2007). Com essa atitude ocorre o enflechamento, e com isso a diminuição da área útil da circunferência regida pelas pás, que não giram no plano recomendado, podendo causar uma perda de sustentação ou até mesmo a quebra das pás devido à grande flexão para cima.

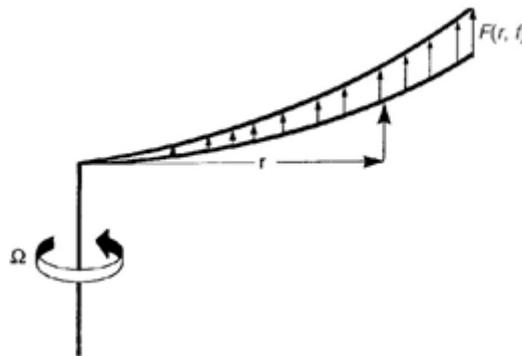


Figura 2.6 - Sustentação não uniforme ao longo da Pá (PADFIELD, 2007).

Até o momento se falou das forças básicas atuantes no helicóptero. Agora será apresentada a dinâmica de voo. Inicialmente será falado do voo pairado e depois do voo a frente. No Voo pairado a dinâmica do rotor é mais simples. Pode-se observar na Figura 2.7 que nesta situação a velocidade do escoamento é considerado constante, ou seja, a velocidade do vento relativo é igual em todos os pontos onde a pá se desloca, podendo, portanto, ser considerado nulo. Isso ocorre porque a velocidade do helicóptero com relação ao ar é zero.

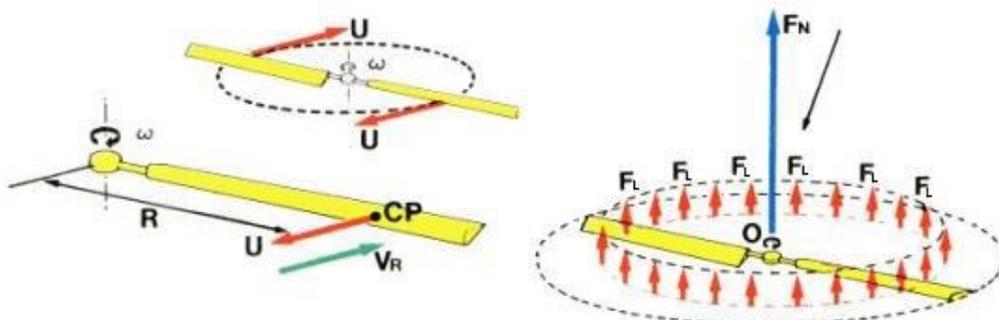


Figura 2.7 - Sustentação Voo Pairado (GOMES, 2002).

Já a velocidade da pá mantém a mesma em todo o azimute do cone formado pela sua rotação. Logo a resultante de sustentação F_n é a soma das forças de sustentações locais F_L que são iguais em todos os pontos do rotor. Se F_n é maior que a força peso da aeronave, esta irá subir. Se F_n é menor que a força peso da aeronave, esta irá descer. Se F_n é igual a força peso, esta irá manter no voo pairado.

Se a velocidade se mantém constante e igual em todos os azimutes, a sustentação também será igual em todas as direções e o helicóptero permanecerá em voo pairado se, é claro, a velocidade do helicóptero for zero.

No Voo de Cruzeiro a análise de sustentação fica mais complexa. Prouty (2005) relata a história de Juan de La Cierva, um dos entusiastas e desenvolvedores de aeronaves de autogiro, no qual descobriu em meio as suas experiências com helicópteros a importância do batimento nas pás. Relata que suas primeiras experiências, ainda sem o batimento, foram constrangedoras e perigosas. Antes mesmo que a aeronave atingisse a velocidade ideal de cruzeiro esta sofria um momento de rolamento. Observa-se na Figura 2.8 a seguir a distribuição da sustentação no qual esclarece o ocorrido.

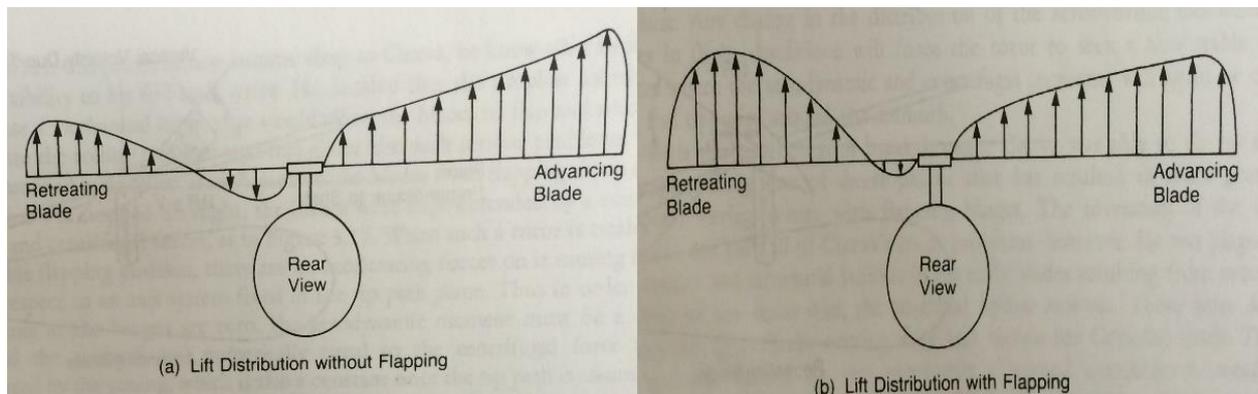


Figura 2.8 - Distribuição da Sustentação. (a) Sem Batimento. (b) Com Batimento

(PROUTY,1986).

Na Figura 2.8a fica representado as primeiras experiências de Cierva. Pelo fato de que as pás não tinham batimento e a baixa velocidade da aeronave, a distribuição de sustentação na pá que esta avançando, neste caso pá do lado direito, aumenta no decorrer do seu corpo. Isso ocorre porque a pá que avança tem velocidade relativa maior do que a pá que recua. Portanto se esta tem maior velocidade, de acordo com a Equação 2.1, esta terá maior sustentação. Respectivamente a pá que esta recuando tem velocidade relativa menor, logo menor sustentação. Conclui-se que se a pá que esta avançando ganha sustentação na região lateral direita do helicóptero e perde sustentação na

região lateral esquerda, aparecendo o momento de rolamento para a esquerda. Este fenômeno é conhecido como dissimetria de sustentação (PROUTY, 2005).

O problema deste fenômeno, verificado através do rolamento na tentativa de retirar uma aeronave de asa rotativa do solo, foi importante para melhorar o conhecimento da aerodinâmica vertical. Depois de algumas experiências e observando a dinâmica do autogiro, Cierva introduziu o batimento nas pás e com isso pode controlar melhor a aeronave. A Figura 2.8b, onde se tem o batimento, mostra o equilíbrio da distribuição da força de sustentação. Quando a pá que esta avançando começa a ganhar velocidade, gerando maior sustentação, esta desloca-se para cima e neste momento rotaciona diminuindo o ângulo de ataque local. Desta forma o aumento de sustentação devido a maior velocidade é compensado pela diminuição de sustentação devido a diminuição do ângulo de ataque. No lado de recuo da pá ocorre o contrário, quando esta começa a perder velocidade, gerando menor sustentação, esta desloca-se para baixo e assim rotaciona aumentando o ângulo de ataque local. Desta forma é possível equalizar a distribuição da sustentação e também possibilitar o controle do helicóptero (PROUTY, 2005).

O próximo passo foi dar direção a aeronave e neste momento deparou-se com outro fenômeno, a precessão giroscópica. Definindo como referência uma aeronave com rotorgirando no sentido horário, como mostra a Figura 2.9. Observa-se que quando se aumenta o ângulo de ataque no ponto (D) onde a pá esta avançando, aumentando a sustentação local com a intenção de rolar para a direita, apresentará batimento 90° depois e em vez de ter rolamento a aeronave levanta o nariz na intenção de subir, porque a sustentação máxima ocorre no ponto (A), onde seria a frente do helicóptero. Reciprocamente a pá que esta recuando diminui o ângulo de ataque, diminuindo a sustentação, ponto (B) e refletindo no ponto (C). Com isso o cone se inclina e a aeronave tem a atitude de subir (GOMES, 2002).

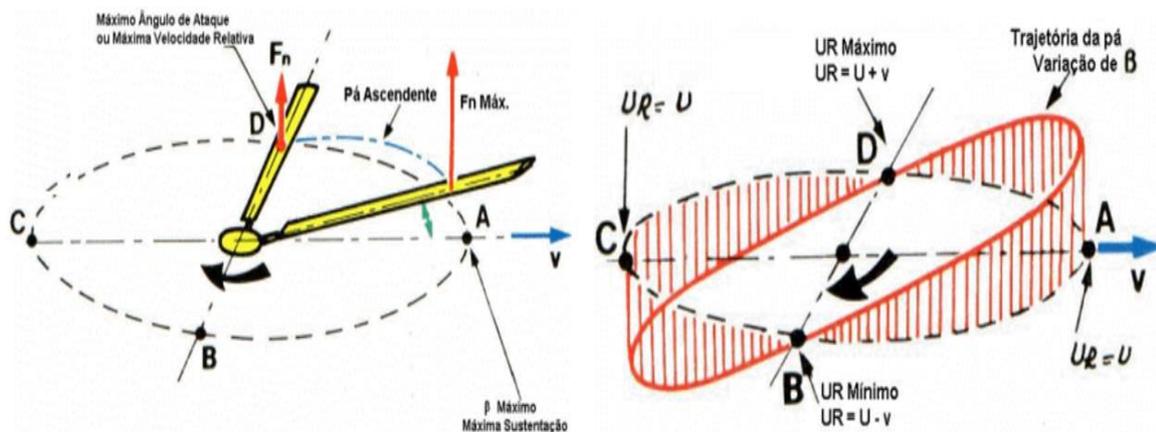


Figura 2.9 - Arfagem e Precessão Giroscópica (FIRMINO, 2008), (GOMES, 2002).

Padfield (2007) demonstra de maneira minuciosa todo o equacionamento sobre a dinâmica do helicóptero. A seguir a Equação 2.4 e a Figura 2.10 explica com maiores detalhes as forças envolvidas na sustentação.

$$L(\psi, r_b) = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 s A_d a_0 \quad (2.4)$$

onde:

$$\alpha = \theta + \varphi,$$

θ : é o ângulo de incidência da pá do rotor;

φ : é o Inflow induzido;

a_0 : é a derivada da sustentação pelo ângulo de ataque;

s : Razão de solidez $NbC/\pi R$;

A_d : é a área do disco do rotor;

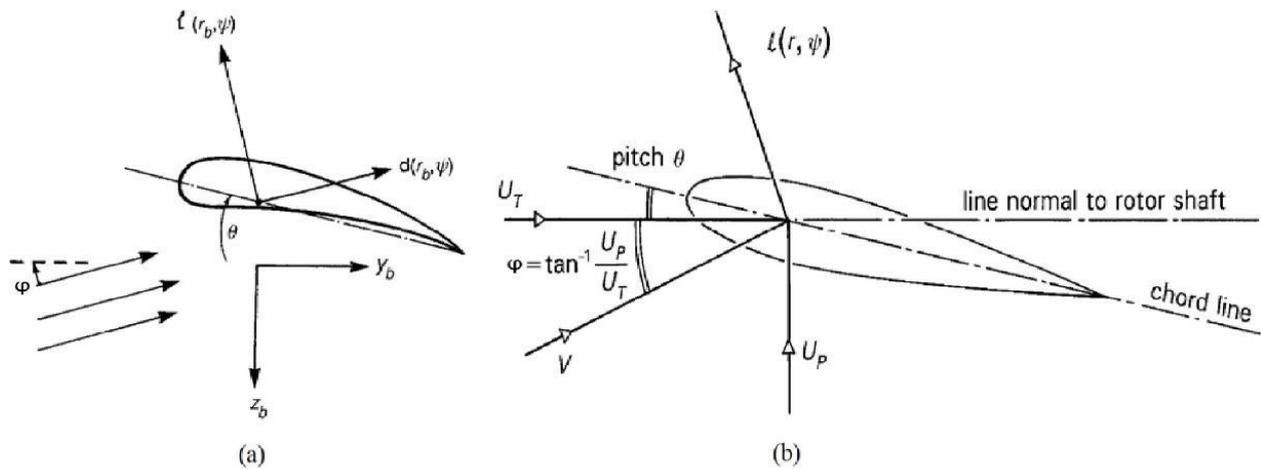


Figura 2.10 - Forças aerodinâmicas envolvidas no perfil (PADFIELD, 2007).

O *Inflow* como já mencionado é a massa de ar que o rotor principal desloca no sentido da fuselagem. É calculado por:

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{\bar{U}_T}{\bar{U}_P} \quad (2.5)$$

onde:

\bar{U}_T : é a componente tangencial da velocidade que incide nos perfis aerodinâmicos do rotor;

\bar{U}_p : é a componente normal da velocidade que incide nos perfis aerodinâmicos do rotor;

no qual:

$$\bar{U}_T = \bar{r}_b (1 + \bar{\omega}_x \beta) + \mu \sin \psi \quad (2.6)$$

$$\bar{U}_p = (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi) + \bar{r}_b (\bar{\omega}_y - \beta^{-1} - \lambda_1) + \mu \sin \psi \quad (2.7)$$

Foi introduzido na Equações 2.6 e 2.7 novas variáveis definidas a seguir:

$$\bar{r}_b = \frac{r_b}{R} \quad (2.8)$$

$$\mu = \frac{u_{hw}}{\Omega R} = \left(\frac{u_h^2 + v_h^2}{(\Omega R)^2} \right)^{1/2} \quad (2.9)$$

$$\mu_z = \frac{w_{hw}}{\Omega R} \quad (2.10)$$

onde:

u_{hw} , v_{hw} e w_{hw} são as velocidades das pás em relação ao sistema de eixo formado pelo cone no sentido de orientação da aeronave. Sistemas de eixos x, y e z serão explanados mais à frente;

β : é o ângulo de batimento das pás;

r_b : é a posição do perfil aerodinâmico considerado;

De acordo com Padfield (2007), em condição de voo pairado é possível fazer algumas simplificações. As velocidades de *Inflow* neste estado são apresentadas a seguir:

$$\bar{U}_T = \bar{r}_b (1 + \bar{\omega}_x \beta) + \mu \sin \psi \quad (2.11)$$

$$\bar{U}_P = -\lambda_i + \frac{\bar{r}}{\Omega} (p \sin \psi + q \cos \psi) - \bar{r} \beta' \quad (2.12)$$

no qual:

$$\lambda_i = \frac{v_i}{\Omega R} \quad (2.13)$$

onde:

v_i : é a velocidade do *Inflow*;

λ_i : é a razão do *Inflow* pela máxima velocidade tangencial do rotor;

β' : é a derivada do batimento com relação ao ângulo de proa da pá;

A partir da 3ª Lei de Newton é possível deduzir que se o rotor desloca essa massa para baixo, por ação e reação esta desloca o rotor para cima. Figura 2.11a. Portanto o *Inflow* é um parâmetro importante a ser considerado na sustentação da aeronave. Na Figura 2.11c é possível observar o direcionamento que o cone faz em uma aeronave. Neste caso a atitude é de ir para frente, o cone inclina-se para frente e com isso a massa de ar é empurrada para trás, novamente, usando a Lei de Newton, a aeronave é empurrada para frente. Porém ocorre um problema no momento em que a aeronave está próxima ao solo. A massa de ar choca-se com o solo e retorna em direção a fuselagem causando grandes vibrações (PADFIELD, 2007). Figura 2.11b.

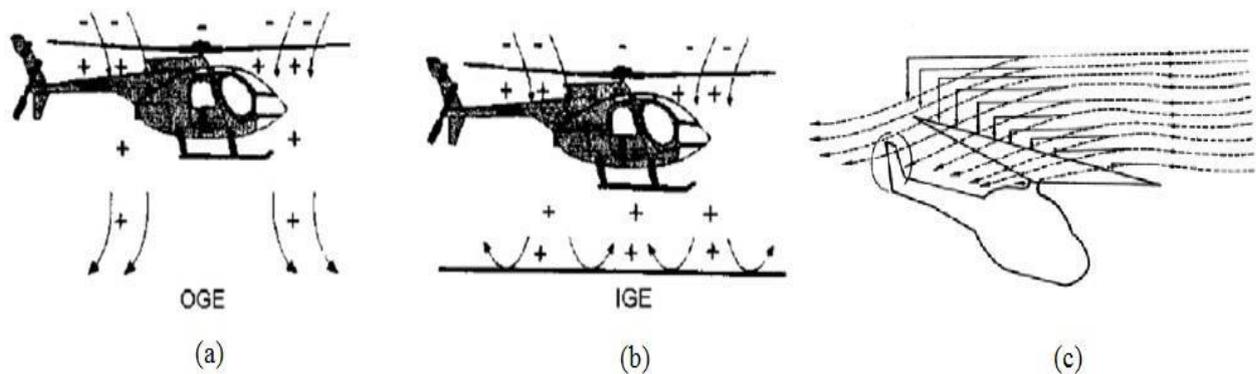


Figura 2.11 - *Inflow*. (a) *Inflow* fora do efeito Solo (OGE), (b) *Inflow* dentro do efeito solo (IGE), (c) *Inflow* direcional. (SÉRVULO, 2016).

Em relação ao ângulo de ataque, Padfield (2007) apresenta o cálculo do passo das pás, Equação 2.14. Se o passo for positivo, o ângulo de ataque é positivo, aumenta a sustentação, ocorre arfagem positiva, ou seja, levanta o nariz da aeronave com atitude de subir. Caso o passo for negativo, o ângulo de ataque é negativo, diminui a sustentação, ocorre arfagem negativa, abaixa o nariz da aeronave com a atitude de descer.

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi \quad (2.14)$$

onde:

θ_0 : é a deflexão do comando no coletivo;

θ_{1c} : é o cíclico lateral;

θ_{1s} : é o cíclico longitudinal;

Padfield (2007) relata que na maioria dos casos, quando o piloto ativa os comandos, os controles respectivos do rotor θ_0 , θ_{1c} e θ_{1s} e a taxa de rolamento p e a arfagem q terão variação contínua ao longo do tempo. Como primeira aproximação é suposto que estas variações são lentas comparadas com o batimento das pás. É possível qualificar esta aproximação, observando que o amortecimento aerodinâmico, $\gamma/8$, varia entre 0,7 e 1,3. Onde, γ (*Lock Number*) é um importante coeficiente de escalonamento não dimensional que dá a relação entre a aerodinâmica das forças de inércia agindo sobre uma pá do rotor.

Em relação ao batimento, Padfield (2007) apresenta o cálculo do batimento em cada azimute da circunferência.

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi + \beta_{1s} \sin \psi \quad (2.15)$$

onde:

β_0 : é o batimento total;

β_{1c} : é o batimento longitudinal

β_{1s} : é o batimento lateral;

A Figura 2.12 a seguir ilustra os pontos ou região ψ do rotor formada pela passagem das pás. ψ é utilizado nas equações para saber a atitude da pá em uma determinada posição. Lembrando que a Figura 2.12 representa uma aeronave com rotação anti-horária.

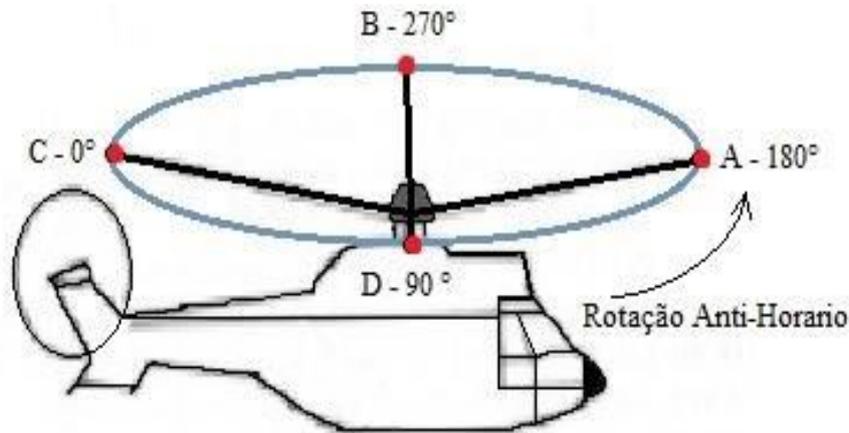


Figura 2.12 - Posição e região do rotor ψ (Adaptado por SÉRVULO, 2016).

O batimento do roto (β_0) é o efeito cone, ou seja, todos os pontos do cone têm o mesmo acréscimo ou decréscimo do passo das pás. Com isso é possível ter uma elevação do cone ou não. O batimento do rotor esta representado na Figura 2.13.

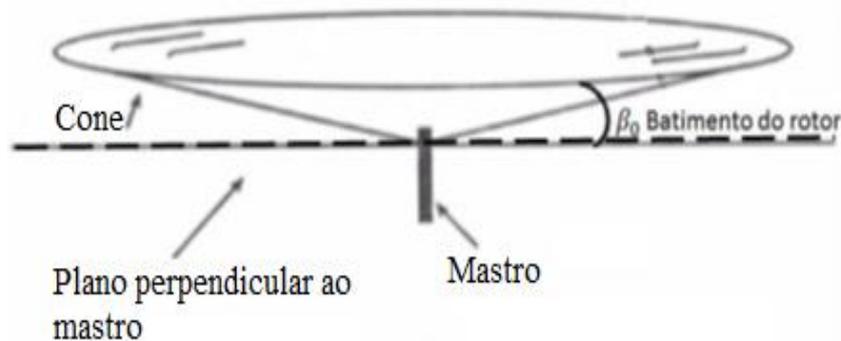


Figura 2.13 - Batimento do Rotor β_0 (SÉRVULO, 2016).

O batimento longitudinal (β_{lc}) ocorre nos pontos A e C da Figura 2.12. Logo atua o passo das pás não mais como um todo e sim quando a pá esta passando na determinada região. Na mesma lógica o batimento lateral (β_{ls}) ocorre nos pontos B e D da mesma figura. A Figura 2.14 ilustra os três tipos de batimento.

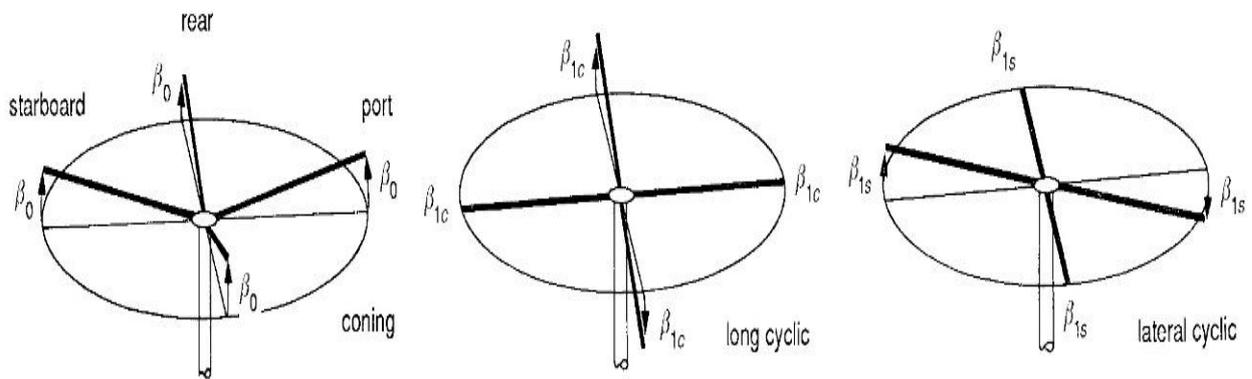


Figura 2.14 - Batimentos (a) Batimento do rotor β_0 , (b) Batimento longitudinal β_{1c} , (c) Batimento Lateral β_{1s} . (PADFIELD 2007).

2.2 ESTRUTURA DE COMANDO DE VOO DO HELICÓPTERO

O piloto de helicóptero tem três alavancas de comando que agem de maneira integrada e lhe fornece quatro controles (arfagem, rolagem, guinda e voo ascendente e descendente). Com isso o helicóptero tem liberdade de movimento em três eixos espaciais, x , y e z . Este deslocamento é provocado pela mudança da força de sustentação e dos momentos de arfagem, guinada e de rolamento, tanto na sua intensidade como na direção, por intermédio da atuação das barras de comando no passo das pás. O sistema de coordenadas utilizado neste trabalho para estudar a dinâmica de um helicóptero é o sistema de corpo ou sistema da linha de referência da fuselagem (*fuselage reference line – FRL*) (CRUZ, 2009).

A Figura 2.15 representa este sistema bem como as forças e momentos resultantes que atuam no helicóptero, lembrando que este é considerado como uma estrutura de corpo rígido, devido aos rotores principal e de cauda, à fuselagem e aos estabilizadores vertical e horizontal (PADFIELD, 2007).

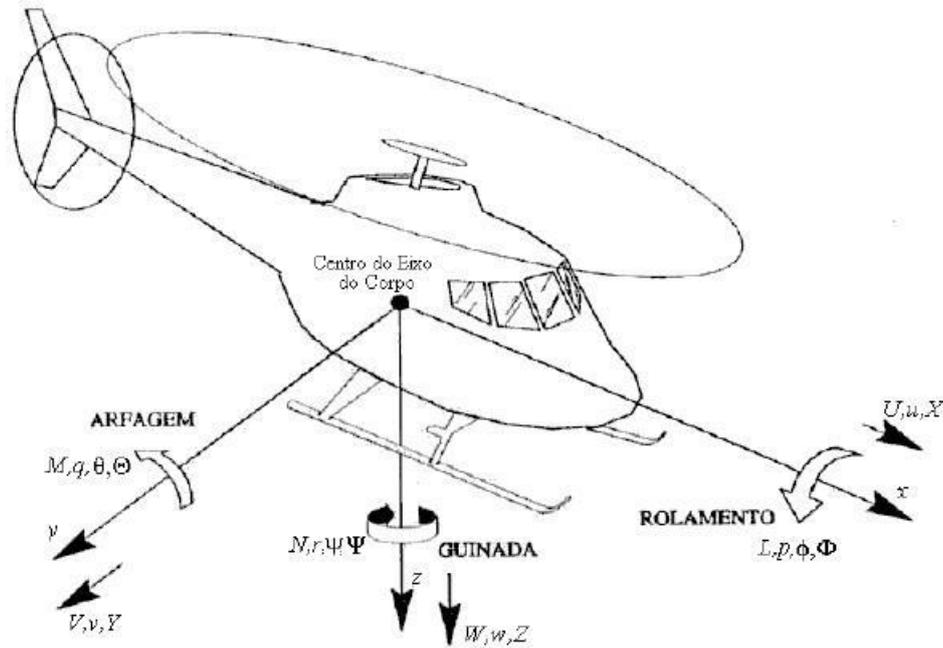


Figura 2.15 - Sistema de coordenadas do corpo rígido (CRUZ, 2009).

onde:

Eixos x, y, z : Sistema de eixos da aeronave.

u, v, w : São as componentes da velocidade aerodinâmica nos eixos x, y, z .

p, q, r : São as velocidades rotacionais de rolamento, arfagem e guinada expressas nos eixos do corpo do helicóptero.

ϕ, θ, ψ : Ângulos de rotação de Euler. ϕ atitude lateral (rolamento); θ atitude longitudinal (Arfagem); ψ Atitude de proa (guinada) [rad].

X, Y, Z : Componentes da força aerodinâmica nos eixos x, y, z [N].

L, M, N : Momentos da força resultante em torno dos eixos x, y, z [N*m].

O coletivo, comando responsável pelo movimento ascendente e descendente do helicóptero, Figura 2.16, altera o passo de todas as pás ao mesmo tempo. Por exemplo, se o comando for para subir (puxar o Coletivo), o passo resultante é positivo, ângulo de ataque aumenta, aumentando a resultante de sustentação logo a aeronave ganha sustentação. Caso seja para descer (empurrar o Coletivo), o passo resultante é negativo, ângulo de ataque diminui, diminuindo a resultante de sustentação, contudo a aeronave desce (FIRMINO, 2008).

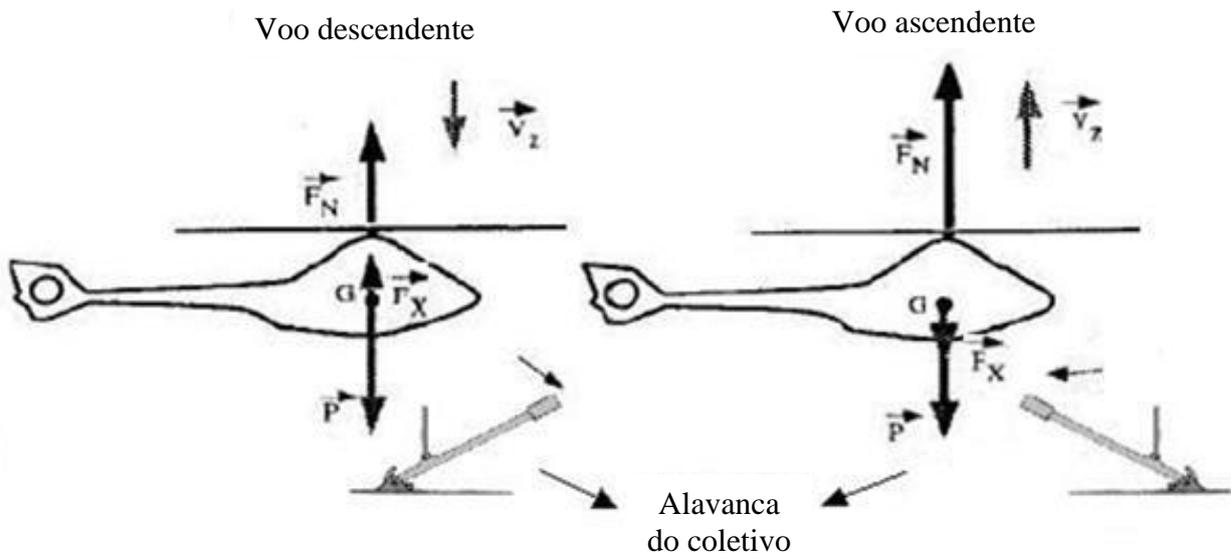


Figura 2.16 - Coletivo: Controle ascendente e descendente (FIRMINO, 2008).

onde:

δ_0 : é a posição do Comando Coletivo [% , cm].

O Cíclico é responsável pelo movimento longitudinal (Arfagem) ou lateral (Rolagem) do helicóptero, Figura 2.17, alterando o passo das pás diferentemente, dependendo da posição onde esteja durante o curso de rotação. Por exemplo, se o comando for para frente (Cíclico a frente), o passo das pás diminui quando estão passando pelo ponto de 90° , refletindo a frente e aumenta quando passam pelo ponto de 270° , refletindo a trás, deslocando o cone formado pelas pás do rotor para frente, resultando uma força de sustentação mais à frente. Caso o comando seja para esquerda (Cíclico a esquerda), o passo das pás diminui quando estão passando pelo ponto a 180° , refletindo no lado esquerdo e aumenta quando passam pelo ponto de 0° , refletindo no lado direito, deslocando o cone formado pelas pás do rotor para a esquerda, resultando uma força de sustentação mais à esquerda (FIRMINO, 2008).

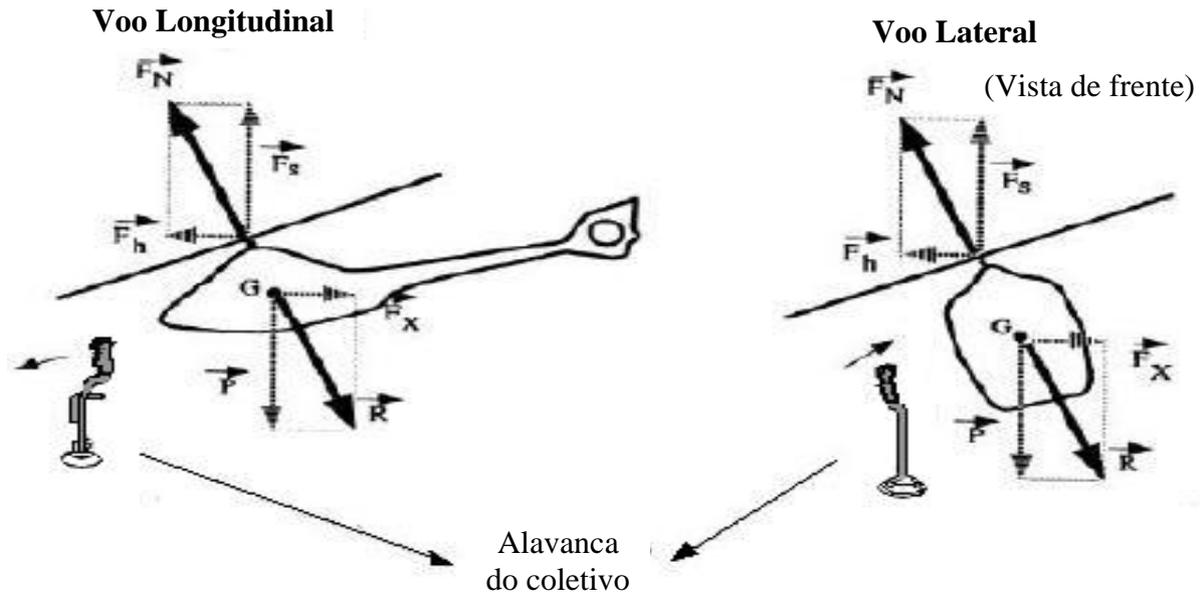


Figura 2.17 - Cíclico: Controle longitudinal e lateral (FIRMINO, 2008).

onde:

δ_{lc} : é a posição do Comando Cíclico Lateral [% , cm].

δ_{ls} : é a posição do Comando Cíclico Longitudinal [% , cm].

O Pedal é um comando importante, extremamente responsável pela estabilidade direcional do helicóptero. É responsável pelo movimento de rotação no plano horizontal em torno do eixo vertical z (guinada) do helicóptero, Figura 2.18. Devido ao torque do rotor principal e a rotação das pás, no sentido horário, provoca-se um torque no sentido contrário na fuselagem. Para estabilizar esta rotação foi desenvolvido o rotor de cauda. Quando o torque do rotor de calda for igual ao da fuselagem, a aeronave permanece em prumo. Caso o torque do rotor de calda for menor ao da fuselagem este prevalece e a aeronave ira direcionar no sentido de rotação do torque da fuselagem. Quando ocorre o contrário, torque do rotor de calda maior que o da fuselagem, a aeronave ira direcionar no sentido de rotação do rotor principal (FIRMINO, 2008).

O Pedal atua no rotor de cauda da mesma forma que o Coletivo atua no rotor principal, logo altera o passo de todas as pás ao mesmo tempo e no mesmo ângulo de ataque (FIRMINO, 2008).

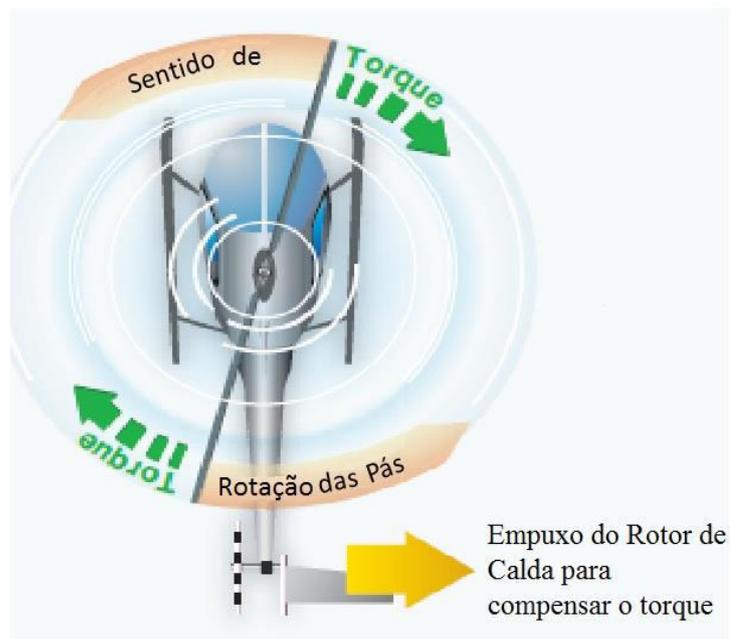


Figura 2.18 - Pedal: Controle da guinada, nariz do helicóptero para direita ou para esquerda (FAA, 2012).

onde:

δ_{0i} : é a posição do Comando de Pedal [% , cm].

2.3 MODELAGEM DINÂMICA DO HELICÓPTERO

Antes de começar a modelagem propriamente dita, é importante entender em qual nível de atuação o helicóptero será modelado. O helicóptero é considerado como um corpo rígido sofrendo as influências do rotor principal. A análise é feita com referência ao rotor principal. A Tabela 2.1, 2.2 e 2.3 a seguir traduzida do trabalho de Padfield (2007), mostram os níveis em três aspectos: *i*) aerodinâmicos, *ii*) dinâmicos e *iii*) tipo de aplicações.

Tabela 2.1 – Nível 1 de modelagem matemática do rotor (PADFIELD, 2007).

| AERODINÂMICA NÍVEL 1 | DINÂMICA NÍVEL 1 | APLICAÇÕES NÍVEL 1 |
|---|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> - Dinâmica Linear 2-D - <i>Inflow</i>/Momento Local - Teoria Analítica - Cargas integradas | <ul style="list-style-type: none"> - pás Rígidas - Movimento Quase-Estacionário. - 3 DOF com Batimento e Arrasto - 6 DOF com Batimento e Arrasto - 6 DOF com Batimento, Arrasto e Torção Quase Estacionária | <p>Tendências Paramétricas:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Qualidade de voo e estudo de desempenho; - Operação dentro do envelope de voo; - Controle de Baixa Largura de Banda |

Tabela 2.2 – Nível 2 de modelagem matemática do rotor (PADFIELD, 2007).

| AERODINÂMICA NÍVEL 2 | DINÂMICA NÍVEL 2 | APLICAÇÕES NÍVEL 2 |
|---|---|---|
| <ul style="list-style-type: none"> - Dinâmica Não Linear (Limitado em 3-D) - <i>Inflow</i>/ Dinâmica Local - Teoria Local de Momento - Efeito de <i>Vortex</i> nas pás - Interação 2-D instável - Compressibilidade Numérica - Cargas Integradas | <ul style="list-style-type: none"> - (1) pás Rígidas com opção do nível 1. - (2) Número de pás com modo Elástico. | <p>Tendências Paramétricas:</p> <ul style="list-style-type: none"> - Qualidade de voo e estudo de desempenho acima do operacional do envelope de voo; - Largura média de banda, apropriada para alto ganho e controle ativo |

Tabela 2.3 – Nível 3 de modelagem matemática do rotor (PADFIELD, 2007).

| AERODINÂMICA NÍVEL 3 | DINÂMICA NÍVEL 3 | APLICAÇÕES NÍVEL 3 |
|---|--|--|
| <ul style="list-style-type: none"> - Dinâmica Não Linear completa 3-D - Análise (Livre ou prescrita) - Compressibilidade 2-D instável - Cargas Numericamente Integradas | <ul style="list-style-type: none"> - Detalhes Estruturais - Representação Elástica - Modos ou Elementos Finitos | <ul style="list-style-type: none"> - Projeto de Rotor - Previsão de Carga limites do rotor |

Observando as tabelas acima e com os dados do helicóptero As355-F2 Esquilo disponíveis, no qual, é o de interesse deste trabalho, a modelagem dinâmica e as simulações se encaixam no Nível 1. Algumas considerações devem ser feitas, pois sobre o aspecto aerodinâmico, será usado a dinâmica não linear com três dimensões x , y e z , onde a dinâmica utilizada foi a de número (3) com a adição do *inflow* e não foi utilizando o arrasto (*lead - lag*) totalizando 11 graus de liberdade, dividido em 6 graus representando os deslocamentos e rotações, dois para o *inflow* e mais três para o batimento.

De modo geral o simulador apresenta entradas, processamento e saídas. O bloco do sistema de controle de voo (*Flight Control System*) representa o bloco de entrada, onde estão presente os valores de atuação dos comandos de voo. Fisicamente os dados de entrada significam uma atuação do piloto nos comandos de voo, logo, estes irão atuar nas superfícies aerodinâmicas, no caso do helicóptero no rotor principal (*Main Rotor*) e no rotor de cauda (*Tail Rotor*). Contudo, as forças de atuação ao serem modificadas nos rotores exercem uma ação nas demais estruturas como fuselagem (*Fuselage*), empenagem vertical e horizontal (*Empennage Vertical, Horizontal*) e na propulsão/transmissão (*Powerplant/Transmission*). Os dados de força e momentos de inércia nestas estruturas são importantes para o processamento do comportamento dinâmico da aeronave. As forças são utilizadas nas equações de Força na qual obtém-se as velocidades lineares u , v , w que representam uma atitude para frente ou para trás, para ambos os lados, para cima ou para baixo. Já os momentos de inercia são utilizados nas equações de momento no qual obtém-se as velocidades angulares p , q , r , ou seja, a taxa em que o helicóptero faz o rolamento, a arfagem ou a guinada. Estas saídas são complementadas com a equação da condição do modelo atmosférico e então é possível perceber uma reação da aeronave devido aquela atitude tomada pelo piloto. Na

próxima interação esta reação estará presente como dados das forças e momentos (PADFIELD, 2007).

O maior desafio da modelagem dinâmica de uma aeronave é recriar a fidelidade do comportamento da aeronave, através do modelamento matemático, e a capacidade de interface do piloto com o simulador. Contudo, o simulador possui sistema de comandos de voo, que são as variáveis de entrada e os sistemas de atuação de movimento e projeção da imagem, que representam as variáveis de saída.

Logo, para representar a dinâmica de voo, necessita-se implementar as equações de movimento, que são oriundas das leis de conservação do momento linear e angular, que determinam as forças e momentos aerodinâmicos, em cada instante, a partir das variáveis de estado ($u, v, w, p, q, r, \phi, \theta, \alpha, \beta, H$) e dos comandos do piloto ($\delta_0, \delta_{lc}, \delta_{ls}, \delta_{0t}$).

2.3.1 MODELAGEM EQUAÇÕES

As forças externas atuantes na aeronave (\vec{F}_a) são resultantes das forças aerodinâmicas (componentes X, Y e Z) e da força gravitacional $\vec{W} = mg$, medida no referencial terrestre. De acordo com Padfield (2007) e Prouty (2005), as equações do movimento são obtidas como:

i) Equações do movimento translacionais:

$$\vec{F}_A = m\vec{a}_A \quad (2.16)$$

$$\vec{a}_A = \dot{\vec{V}}_A + (\vec{\omega}_A * \vec{V}_A) \quad (2.17)$$

logo:

$$\vec{F}_A = \left[\dot{\vec{V}}_A + (\vec{\omega}_A * \vec{V}_A) \right] \quad (2.18)$$

onde:

$$\vec{V}_A = [u \quad v \quad w]^T \quad (2.19)$$

$$\vec{\omega}_A = [p \quad q \quad r]^T \quad (2.20)$$

$$\vec{F}_A = [X - mg \sin \theta \quad Y + mg \cos \theta \sin \phi \quad Z + mg \cos \theta \cos \phi]^T \quad (2.21)$$

NOTA: Observar que o ângulo ψ foi omitido, uma vez que a direção de voo no plano horizontal não tem efeito sobre as forças aerodinâmicas ou dinâmicas.

Expandindo a Equação 2.18 e rearranjando os termos, tem-se:

$$\dot{u} = -(wq - vr) + \frac{X}{m} - g \sin \theta \quad (2.22)$$

$$\dot{v} = -(ur - wp) + \frac{Y}{m} + g \cos \theta \sin \phi \quad (2.23)$$

$$\dot{w} = -(vp - uq) + \frac{Z}{m} + g \sin \theta \cos \phi \quad (2.24)$$

ii) Equações do movimento rotacional:

$$\vec{G}_A = \frac{dI_A \vec{\omega}_A}{dt} \quad (2.25)$$

onde:

$\vec{G}_A = [L \quad M \quad N]^T$ Representa o momento total atuando no helicóptero decorrente apenas das forças externas; e

$$I_B = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \text{ Representa a matriz de inércia do corpo.} \quad (2.26)$$

Expandindo a Equação 2.20 e rearranjando alguns termos, tem-se:

$$I_{xx}\dot{p} = (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}(\dot{r} + pq) + L \quad (2.27)$$

$$I_{yy}\dot{q} = (I_{zz} - I_{xx})rp + I_{xz}(r^2 + p^2) + M \quad (2.28)$$

$$I_{zz}\dot{r} = (I_{xx} - I_{yy})pq + I_{xz}(\dot{p} + qr) + N \quad (2.29)$$

O movimento completo de seis graus de liberdade de um helicóptero com estrutura assumida como rígida é descrito pelo sistema de equações diferenciais ordinárias não-lineares composta pelas equações de 2.22 a 2.24 e de 2.27 a 2.29.

O sistema inercial por meio dos ângulos de Euler demonstrado a seguir, definem a orientação dos eixos do corpo do helicóptero em relação ao sistema de referência inercial na terra:

$$\dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \quad (2.30)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (2.31)$$

$$\dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \quad (2.32)$$

Padfield (2007), faz cinco suposições aerodinâmicas. A primeira considera a força de sustentação no rotor como uma função linear da incidência local nas pás e a força de arrasto é uma função quadrática simples de sustentação, ambos com coeficientes constantes. A segunda, dependendo a frequência, os efeitos instáveis aerodinâmicos são ignorados. A terceira, perda de potência e efeitos de corte do rotor são ignorados. A quarta diz que o efeito do *Inflow* não uniforme é negligenciado e o quinto e último ignora o efeito dos fluxos invertidos. Com estas aproximações foi possível derivar expressões analíticas gerenciáveis para obter as cargas do rotor, Equação 2.33 e 2.34. A Figura 2.19 ilustra as cargas aerodinâmicas na sessão do aerofólio.

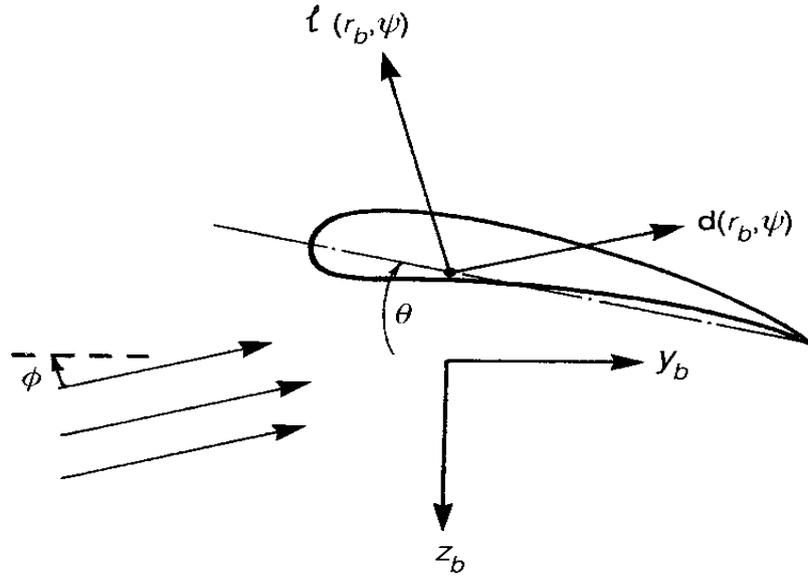


Figura 2.19 - Cargas aerodinâmicas na sessão do aerofólio (PADFIELD, 2007).

i) Sustentação:

$$\ell(\psi, r_b) = \frac{1}{2} \rho (U_T^2 + U_P^2) c a_0 \left(\theta + \frac{U_P}{U_T} \right) \quad (2.33)$$

ii) Arrasto:

$$d(\psi, r_b) = \frac{1}{2} \rho (U_T^2 + U_P^2) c \delta \quad (2.34)$$

onde:

$$\delta = \delta_0 + \delta_2 C_T^2 \quad (2.35)$$

Foi suposto que o coeficiente de arrasto do perfil da pá δ pode ser escrito em termos de um valor médio mais um termo dependente do impulso para explicar as mudanças de incidência da pá. As componentes da velocidade tangencial e normal que incide no perfil aerodinâmico do rotor podem ser escritas como:

$$\bar{U}_T = \bar{r}_b (1 + \bar{\omega}_x) + \mu \sin \psi \quad (2.36)$$

$$\bar{U}_p = (\mu_z - \lambda_0 - \beta\mu \cos \psi) + \bar{r}_b (\bar{\omega}_y - \beta' - \lambda_1) \quad (2.37)$$

Nestas equações foram introduzidos novos variáveis que serão definidos a seguir:

$$\bar{r}_b = \frac{r_b}{R} \quad (2.38)$$

$$\mu = \frac{u_{hw}}{\Omega R} = \left(\frac{u_h^2 + v_h^2}{(\Omega R)^2} \right)^{1/2} \quad (2.39)$$

$$\mu_z = \frac{w_{hw}}{\Omega R} \quad (2.40)$$

onde, as velocidades u_{hw} , v_{hw} e w_{hw} são as velocidades da pá no sistema de azimute do cone do rotor, orientado em relação ao eixo x da aeronave pela velocidade do ar relativa ou direcional do vento no plano x-y. β é o ângulo de derrapagem e θ é a deflexão no comando Coletivo, Cíclico Lateral ou Longitudinal. As componentes da velocidade angular da fuselagem, normalizados por ΩR , são apresentados a seguir:

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_x &= \bar{p}_{hw} \cos \psi_i - q_{hw} \sin \psi_i, \\ \bar{\omega}_y &= \bar{p}_{hw} \sin \psi_i - q_{hw} \cos \psi_i \end{aligned} \quad (2.41)$$

O *Inflow*, λ , normal ao plano do disco do rotor, é escrito na forma uniforme com distribuição linearmente variada.

$$\lambda = \frac{v_i}{\Omega R} = \lambda_0 + \lambda_1(\psi) \bar{r}_b \quad (2.42)$$

Com relação a *Multi-Blade Coordinates* (MBC), Múltiplas Coordenadas das pás, Padfield (2007) apresenta algumas aproximações em relação ao conjunto de equações diferenciais ordinárias com coeficientes constantes que podem ser anexadas as equações do movimento da

fuselagem, permitindo uma ampla gama de ferramentas de análise de estabilidade estacionária lineares para ser exercida. Com isso, as MBC são apresentadas como:

$$\beta_M'' + \beta_{M0}' + D_{M0}\beta_{M0} = H_{M0}(\psi) \quad (2.43)$$

Padfield (2007) afirma que o cone diferencial é de pouco interesse, exceto na reconstrução dos movimentos individuais das pás. Cada par de lâmina exerce a mesma carga eficaz sobre o cubo do rotor, tornando este movimento sem reação. Ignorando este modo, o movimento quase constante dos modos de batimento podendo derivar a partir da Equação 2.43 e escrito em forma de vetor-matriz como:

$$\beta_M = D_{M0}^{-1}H_{M0} \quad (2.44)$$

De forma expandida:

$$\beta_M = A_{\beta\theta}\theta + A_{\beta\lambda}\lambda + A_{\beta\omega}\omega \quad (2.45)$$

onde os sub-vetores são definidos como:

$$\beta_M = \{\beta_0, \beta_{1c}, \beta_{1s}\} \quad (2.46)$$

$$\theta = \{\theta_0, \theta_{tw}, \theta_{1sw}, \theta_{1cw}\} \quad (2.47)$$

$$\lambda = \{(\mu_z - \lambda_0), \lambda_{1sw}, \lambda_{1cw}\} \quad (2.48)$$

$$\omega = \{\bar{p}'_{hw}, \bar{q}'_{hw}, \bar{p}_{hw}, \bar{q}_{hw}\} \quad (2.49)$$

E o coeficiente da Matriz pode ser escrito como:

$$\mathbf{A}_{\beta\theta} = \frac{\gamma}{8\lambda_{\beta}^2} \left[\begin{array}{c|c|c|c} 1 + \mu^2 & \frac{4}{5} + \frac{2}{3}\mu^2 & \frac{4}{3}\mu & 0 \\ \hline \eta_{\beta} \frac{4}{3}\mu \left(S_{\beta} (1 + \mu^2) + \frac{16\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) \right) & \eta_{\beta} 2\mu \left(\frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) + \frac{8}{15} S_{\beta} (1 + \frac{5}{2}\mu^2) \right) & \eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + 2\mu^2) + \left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 S_{\beta} \right) & -\eta_{\beta} S_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) \\ \hline \eta_{\beta} \frac{4}{3}\mu \left(1 + \frac{\mu^2}{2} - 2S_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \right) & \eta_{\beta} 2\mu \left(\frac{8}{15} (1 + \frac{\mu^2}{3}) - S_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \right) & \eta_{\beta} \left(\left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 - S_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{3}{2}\mu^2) \right) & -\eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 - \frac{\mu^4}{2}) \end{array} \right] \quad (2.50)$$

$$\mathbf{A}_{\beta\lambda} = \frac{\gamma}{8\lambda_{\beta}^2} \left[\begin{array}{c|c|c} \frac{4}{3} & -\frac{2}{3}\mu & 0 \\ \hline \eta_{\beta} \mu \left(\left(\frac{4}{3} \right)^2 S_{\beta} + \frac{16\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) \right) & -\eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) + \frac{S_{\beta}}{2} \left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 \right) & \eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} S_{\beta} \\ \hline \eta_{\beta} \mu \left(\left(\frac{4}{3} \right)^2 (1 - \frac{\mu^2}{2}) - S_{\beta} \frac{16\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \right) & \eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} S_{\beta} - \frac{1}{2} \left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 \right) & \eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 - \frac{\mu^2}{2}) \end{array} \right] \quad (2.51)$$

$$\mathbf{A}_{\beta\omega} = \frac{\gamma}{8\lambda_{\beta}^2} \left[\begin{array}{c|c|c|c} 0 & 0 & \frac{2}{3}\mu & 0 \\ \hline \eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}}{\gamma} \right)^2 (1 + \frac{\mu^2}{2}) & -\eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}}{\gamma} \right)^2 S_{\beta} & \eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2} - \frac{16S_{\beta}}{\gamma}) + \frac{S_{\beta}}{2} \left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 \right) & -\eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \left(S_{\beta} + \frac{16}{\gamma} (1 + \frac{\mu^2}{2}) \right) \\ \hline -\eta_{\beta} S_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}}{\gamma} \right)^2 & \eta_{\beta} \left(\frac{8\lambda_{\beta}}{\gamma} \right)^2 \left(\frac{\mu^2}{2} - 1 \right) & \eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \left(\frac{16}{\gamma} \left(\frac{\mu^2}{2} - 1 \right) - S_{\beta} \right) + \frac{1}{2} \left(\frac{4}{3}\mu \right)^2 & \eta_{\beta} \frac{8\lambda_{\beta}^2}{\gamma} \left(\frac{16S_{\beta}}{\gamma} + \frac{\mu^2}{2} - 1 \right) \end{array} \right] \quad (2.52)$$

Padfield (2007) inicia o cálculo das forças envolvidas no rotor principal com a seguinte expressão, a Figura 2.20 apresenta as forças envolvidas:

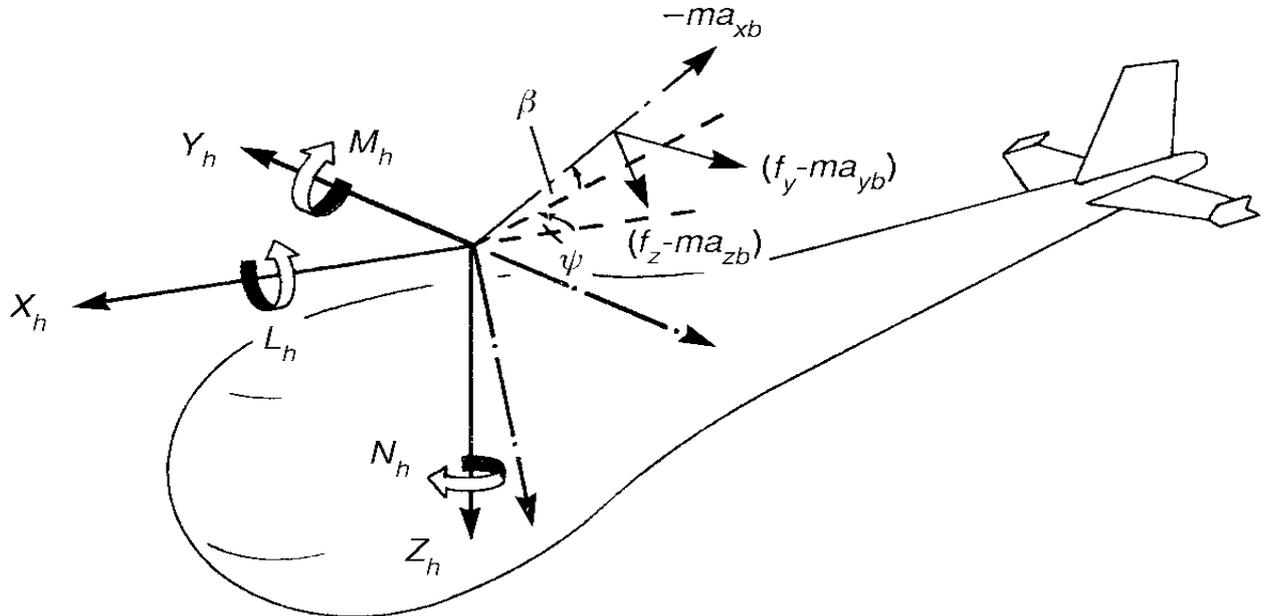


Figura 2.20 - Forças e Momentos atuando no Rotor Principal (PADFIELD, 2007).

$$X_{hw} = \sum_{i=0}^{N_b} \int_0^R \left\{ -(f_z - ma_{zb})_i \beta_i \cos \psi_i - (f_y - ma_{yb})_i \sin \psi_i + ma_{xb} \cos \psi_i \right\} dr_b \quad (2.53)$$

As cargas aerodinâmicas são aproximadas por um simples sustentação e arrasto, com pequena entrada do ângulo de *Inflow*. Assim:

$$f_z = -l \cos \phi - d \sin \phi \approx -l - d\phi \quad (2.54)$$

$$f_y = d \cos \phi - l \sin \phi \approx d - l\phi \quad (2.55)$$

Executando as integrações analíticas usando as aproximações derivadas das equações 2.33 e 2.34, pode-se escrever as forças na forma de coeficiente:

$$\left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s} \right) = \frac{X_{hw}}{\frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^2 s a_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} F^{(1)}(\psi_i) \beta_i \cos \psi_i + F^{(2)}(\psi_i) \sin \psi_i \quad (2.56)$$

$$\left(\frac{2C_{yw}}{a_0 s}\right) = \frac{Y_{hw}}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2 \pi R^2 s a_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} -F^{(1)}(\psi_i) \beta_i \sin \psi_i + F^{(2)}(\psi_i) \cos \psi_i \quad (2.57)$$

$$\left(\frac{2C_{zw}}{a_0 s}\right) = \frac{Z_{hw}}{\frac{1}{2}\rho(\Omega R)^2 \pi R^2 s a_0} = \frac{1}{N_b} \sum_{i=1}^{N_b} -F^{(1)}(\psi_i) = -\left(\frac{2C_T}{a_0 s}\right) \quad (2.58)$$

onde:

$$F^{(1)}(\psi_i) = -\int_0^1 \left\{ \bar{U}_T^2 \theta_i + \bar{U}_p \bar{U}_T \right\} d\bar{r}_b \quad (2.59)$$

e a sustentação ou a força normal, é

$$F^{(2)}(\psi_i) = -\int_0^1 \left\{ \bar{U}_p \bar{U}_T \theta_i + \bar{U}_p^2 - \frac{\delta_i \bar{U}_T^2}{a_0} \right\} d\bar{r}_b \quad (2.60)$$

É a força no plano do rotor, que compreende uma componente induzida e perfil de arrasto. A razão de solidez (s) é definida como:

$$s = \frac{N_b C}{\pi R} \quad (2.61)$$

As funções F podem ser expandidas:

$$\begin{aligned} F^{(1)}(\psi_i) &= \left(\frac{1}{3} + \mu \sin \psi + \mu^2 \sin^2 \psi \right) \theta_p + \left(\frac{1}{4} + \frac{2}{3} \mu \sin \psi + \frac{1}{2} \mu^2 \sin^2 \psi \right) \theta_{tw} \\ &+ \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu \sin \psi}{2} \right) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \left(\frac{1}{2} + \mu \sin \psi \right) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi) \end{aligned} \quad (2.62)$$

$$\begin{aligned} F^{(2)}(\psi) &= \left\{ \left(\frac{1}{3} + \frac{1}{2} \mu \sin \psi \right) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \left(\frac{1}{2} + \mu \sin \psi \right) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi) \right\} \theta_p \\ &+ \left\{ \left(\frac{1}{4} + \frac{\mu \sin \psi}{3} \right) (\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') + \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu \sin \psi}{2} \right) (\mu_z - \lambda_0 - \beta \mu \cos \psi) \right\} \theta_{tw} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& + (\mu_z - \lambda_0 - \beta\mu \cos \psi)^2 + (\mu_z - \lambda_z - \beta\mu \cos \psi)(\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta') \\
& + \frac{(\bar{\omega}_y - \lambda_1 - \beta')^2}{3} - \frac{\delta}{\alpha_0} \left(\frac{1}{3} + \mu \sin \psi + \mu^2 \sin^2 \psi \right)
\end{aligned} \tag{2.63}$$

As forças normal e do plano do rotor produzem vibrações, ou seja, harmônicos da velocidade do rotor. As componentes quase estáveis no sistema de eixos do rotor são de principal interesse na dinâmica de voo e podem ser obtidas através da expansão das cargas no sistema rotativo, dada pelas Equações 2.56 e 2.58 até segundo harmônico. Logo:

$$F^{(1)}(\psi) = F_0^{(1)} + F_{1c}^{(1)} \cos \psi + F_{1s}^{(1)} \sin \psi + F_{2c}^{(1)} \cos 2\psi + F_{2s}^{(1)} \sin 2\psi \tag{2.64}$$

$$F^{(2)}(\psi) = F_0^{(2)} + F_{1c}^{(2)} \cos \psi + F_{1s}^{(2)} \sin \psi + F_{2c}^{(2)} \cos 2\psi + F_{2s}^{(2)} \sin 2\psi \tag{2.65}$$

Usando as Equações 2.56, 2.57, 2.58, pode-se escrever os coeficientes das forças no rotor como:

$$\left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s} \right) = \left(\frac{F_0^{(1)}}{2} + \frac{F_{2c}^{(1)}}{4} \right) \beta_{1cw} + \frac{F_{1c}^{(1)}}{2} \beta_0 + \frac{F_{1s}^{(1)}}{4} \beta_{1sw} + \frac{F_{1s}^{(2)}}{2} \tag{2.64}$$

$$\left(\frac{2C_{yw}}{a_0 s} \right) = \left(\frac{F_0^{(1)}}{2} + \frac{F_{2c}^{(1)}}{4} \right) \beta_{1sw} - \frac{F_{1s}^{(1)}}{2} \beta_0 - \frac{F_{2s}^{(1)}}{4} \beta_{1cw} + \frac{F_{1c}^{(2)}}{2} \tag{2.65}$$

$$\left(\frac{2C_{xw}}{a_0 s} \right) = - \left(\frac{2C_T}{a_0 s} \right) = -F_0^{(1)} \tag{2.66}$$

onde os coeficientes da harmônica são dados pelas expressões:

$$F_0^{(1)} = \theta_0 \left(\frac{1}{3} + \frac{\mu^2}{2} \right) + \frac{\mu}{2} \left(\theta_{1sw} + \frac{\bar{p}_{hw}}{2} \right) + \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2} \right) + \frac{1}{4} (1 + \mu^2) \theta_{tw} \tag{2.67}$$

$$F_{1s}^{(1)} = \left(\frac{\alpha_{1sw}}{3} + \mu \left(\theta_0 + \mu_z - \lambda_0 + \frac{2}{3} \theta_{tw} \right) \right) \tag{2.68}$$

$$F_{1c}^{(1)} = \left(\frac{\alpha_{1cw}}{3} - \mu \frac{\beta_0}{2} \right) \quad (2.69)$$

$$F_{2s}^{(1)} = \frac{\mu}{2} \left(\frac{\alpha_{1cw}}{2} + \frac{\theta_{1cw} + \beta_{1sw}}{2} - \mu \beta_0 \right) \quad (2.70)$$

$$F_{2c}^{(1)} = -\frac{\mu}{2} \left(\frac{\alpha_{1sw}}{2} + \frac{\theta_{1sw} + \beta_{1cw}}{2} + \left(\theta_0 + \frac{\theta_{tw}}{2} \right) \right) \quad (2.71)$$

$$\begin{aligned} F_{1s}^{(2)} &= \frac{\mu^2}{2} \beta_0 \beta_{1sw} + \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{\mu}{4} \beta_{1cw} \right) (\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}) - \frac{\mu}{4} \beta_{1sw} (\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}) \\ &+ \theta_0 \left(\frac{\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}}{3} + \mu (\mu_z - \lambda_0) - \frac{\mu^2}{4} \beta_{1cw} \right) \\ &+ \theta_{tw} \left(\frac{\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}}{4} + \frac{\mu}{2} \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{\beta_{1cw} \mu}{4} \right) \right) \\ &+ \theta_{1sw} \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2} + \mu \left(\frac{3}{8} (\bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw}) + \frac{\beta_{1cw}}{4} \right) \right) \\ &+ \frac{\mu}{4} \theta_{1cw} \left(\frac{\bar{q}_{hw} - \lambda_{1cw}}{2} - \beta_{1sw} - \mu \beta_0 \right) - \frac{\delta \mu}{a_0} \end{aligned} \quad (2.72)$$

$$\begin{aligned} F_{1s}^{(2)} &= (\alpha_{1cw} - \theta_{1cw} - 2\beta_0 \mu) \left(\mu_z - \lambda_0 - \frac{3}{4} \mu \beta_{1cw} \right) - \frac{\mu}{4} \beta_{1sw} (\alpha_{1sw} - \theta_{1sw}) \\ &+ \theta_0 \left(\frac{\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}}{3} + \frac{\mu}{2} \left(\beta_0 + \frac{\mu}{2} \beta_{1sw} \right) \right) \\ &+ \theta_{tw} \left(\frac{\alpha_{1cw} - \theta_{1cw}}{4} + \mu \left(\frac{\beta_0}{3} + \frac{\beta_{1sw} \mu}{8} \right) \right) \\ &+ \theta_{1cw} \left(\frac{\mu_z - \lambda_0}{2} + \frac{\mu}{4} \left(\frac{\bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw}}{2} - \beta_{1cw} \right) \right) \\ &+ \frac{\mu}{4} \theta_{1sw} \left(\frac{\bar{q}_{hw} - \lambda_{1cw}}{2} - \beta_{1sw} - \mu \beta_0 \right) \end{aligned} \quad (2.73)$$

Os ângulos eficazes de incidência na pá são dados por:

$$\alpha_{1sw} = \bar{p}_{hw} - \lambda_{1sw} + \beta_{1cw} + \theta_{1sw} \quad (2.74)$$

$$\alpha_{1cw} = \bar{p}_{hw} - \lambda_{1cw} + \beta_{1sw} + \theta_{1cw} \quad (2.75)$$

Com relação aos momentos no rotor principal, Padfield (2007) afirma que os momentos de rolamento e de arfagem, devido ao efeito de rigidez do rotor, são funções lineares simples dos ângulos de batimento em MBCs e podem ser escritas na forma:

$$L_h = -\frac{N_b}{2} K_\beta \beta_{1s} \quad (2.76)$$

$$M_h = -\frac{N_b}{2} K_\beta \beta_{1c} \quad (2.77)$$

A rigidez do rotor pode ser escrita em termos da razão da frequência do batimento, isto é, mostrando a relação entre o momento do rotor e a frequência de batimento.

$$\lambda_\beta^2 = 1 + \frac{K_\beta}{I_\beta \Omega^2} + \frac{eRM_\beta}{I_\beta} \quad (2.78)$$

$$K_\beta = (\lambda_\beta^2 - 1) I_\beta \Omega^2 \quad (2.79)$$

onde, λ_β^2 é a frequência do batimento e K_β é a rigidez do rotor.

A rigidez K_β equivalente para um rotor não articulado, pode ser de três a quatro vezes maior do que para um rotor articulado, e é esta amplificação, em vez de qualquer diferença significativa na magnitude do batimento para os diferentes tipos de rotores, que produz os maiores momentos do cubo com rotores não articulados (PADFIELD, 2007).

O momento remanescente produzido pelo rotor é o torque do rotor. Isso produz uma componente dominante em torno do eixo, além das componentes menores em arfagem e rolamento devido a inclinação do disco em relação ao plano perpendicular ao eixo. Com referência a Figura

2.20, o momento do torque do rotor, aproximado através do momento de guinada nos eixos, pode ser obtido integrando os momentos das cargas no plano em torno do rotor principal. Logo:

$$N_h = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R r_b (f_y - ma_{yb})_i dr_b \quad (2.80)$$

Podendo desprezar todos os termos de inércia, exceto o torque de aceleração causado pela aceleração angular do rotor, conseqüentemente, é possível reduzir a Equação 2.80 para a fórmula:

$$N_h = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R \{r_b (d - \ell \phi)\} dr_b + I_R \dot{\Omega} \quad (2.81)$$

Onde, I_R é o momento de inércia das pás do rotor, além de quaisquer componentes rotativos adicionais no sistema de transmissão. O coeficiente do torque aerodinâmico pode ser escrito como:

$$\frac{2C_q}{a_0 s} = - \int_0^1 \bar{r}_b \left(\bar{U}_p \bar{U}_T \theta + \bar{U}_p^2 - \frac{s}{a_0} \bar{U}_T^2 \right) d\bar{r}_b \equiv \left(\frac{2}{a_0 s} \right) \left(\frac{Q_r}{\rho (\Omega R)^2 \pi R^3} \right) \quad (2.82)$$

onde QR é o torque do rotor.

A inclinação do disco do rotor em relação aos resultados do eixo em componentes do torque e anti-torque nas direções de arfagem e rolamento. Mais uma vez, os momentos de arfagem e rolamento no quadro rotativo de referência vai se transformar em momentos estáveis no eixo do rotor. Negligenciado as harmônicas de torque do rotor, viu-se que os momentos no eixo do rotor podem ser aproximados pela orientação do torque estável constante através do disco:

$$L_{HQ} = - \frac{Q_R}{2} \beta_{1c} \quad (2.83)$$

$$M_{HQ} = \frac{Q_R}{2} \beta_{1s} \quad (2.84)$$

Em relação ao *Inflow*, Padfield (2007) inicia as equações com o estudo do empuxo do rotor T na posição de voo pairado (*Hover*), no qual pode ser determinado pela integração da força de sustentação nas pás.

$$T = \sum_{i=1}^{N_b} \int_0^R \ell(\psi, r) dr \quad (2.85)$$

Sendo o coeficiente de tração, ou empuxo, em *Hover* e no voo vertical descrito como:

$$C_T = \frac{a_{0s}}{2} \left(\frac{\theta_0}{3} + \frac{\mu_z - \lambda_i}{2} \right) \quad (2.86)$$

Aqui mais uma simplificação é feita por Padfield (2007), assume-se que o *Inflow* induzido λ_i é constante ao longo do disco do rotor e a velocidade normal do rotor μ_z é positiva para baixo e se aproxima da componente W da velocidade da aeronave. O *Inflow* do rotor induzido é um dos componentes individuais mais importantes da dinâmica de voo do helicóptero, afirma Padfield (2007). Assume-se que o rotor tem a forma de um disco atuador que suporta uma mudança de pressão e aceleração de massa de ar, assim, a velocidade induzida pode ser derivada equacionando o trabalho realizado pelas pressões integradas com a mudança no impulso da massa de ar. Logo o *Inflow* em *Hover* pode ser descrito como.

$$v_{i_{hover}} = \sqrt{\left(\frac{T}{2\rho A_d} \right)} \quad (2.87)$$

onde A_d é o disco formado pela área do rotor e ρ é a densidade do ar. Na forma normalizada tem:

$$\lambda_i \frac{v_i}{\Omega R} = \sqrt{\left(\frac{C_T}{2} \right)} \quad (2.88)$$

As Equações 2.86 e 2.88 podem ser usadas para derivar a elevação amortecida.

$$Z_w = -\frac{\rho(\Omega R)\pi R^2}{M_a} \frac{\partial C_T}{\partial \mu_z} \quad (2.89)$$

onde:

$$\frac{\partial C_T}{\partial \mu_z} = \frac{2a_0 s \lambda_i}{16\lambda_i + a_0 s} \quad (2.90)$$

e, portanto:

$$Z_w = -\frac{2a_0 A_b \rho (\Omega R) \lambda_i}{(16\lambda_i + a_0 s) M_a} \quad (2.91)$$

onde A_b é a área da pá e s a solidez ou a relação da área da pá com a área do disco do rotor.

Uma análise similar pode ser conduzida para o rotor em voo para frente, levando ao seguinte conjunto de equações aproximadas para o *Inflow* e par as rajadas.

$$v_{i\mu} = \frac{T}{2\rho A_d V'} \quad (2.92)$$

$$\frac{\partial C_T}{\partial \mu_z} = \frac{2a_0 s \mu}{8\mu + a_0 s} \quad (2.93)$$

$$\mu = \frac{V}{\Omega R} \quad (2.94)$$

$$Z_w = -\frac{\rho a_0 V A_b}{2M_a} \left(\frac{4}{8\mu + a_0 s} \right) \quad (2.95)$$

Após um breve experimento, Padfield (2007) conclui que o helicóptero é mais sensível a rajadas de vento inferior a cerca de 50m/s e acima desta velocidade o valor do helicóptero permanece constante, enquanto que a resposta nos aviões continua aumentando. Logo afirma que três pontos são dignos de desenvolvimento sobre o resultado para o helicóptero: *i*) o alívio devido ao batimento das pás que é frequentemente citado como uma das principais causas da menor

sensibilidade da rajada do helicóptero, *ii*) a derivada Z_w reflete na resposta inicial, onde uma avaliação completa na qualidade de voo terá de tomar em conta a resposta transiente de curta duração do helicóptero, *iii*) a forma da rajada e *iv*) a insensibilidade da resposta da velocidade para o helicóptero em velocidades mais altas.

$$\frac{2C_T}{a_0 s} = \int_0^1 (\bar{U}_T^2 \theta + \bar{U}_P \bar{U}_T) d\bar{r} \quad (2.96)$$

Capítulo 3

ESTABILIDADE ESTÁTICA E DINÂMICA DO HELICÓPTERO

A estabilidade dinâmica de uma aeronave, refere-se como a aeronave se comporta depois de ter sido perturbada durante o voo estável não-oscilante (ETKIN *et al.*, 1996). Os resultados do Padfield (2007) mostram que o helicóptero é mais instável por que ocorre muito acoplamento entre as dinâmicas longitudinal e lateral-direcional, ou seja, os comandos longitudinais influenciam a dinâmica lateral-direcional e vice-versa. Se o piloto não tiver um bom treinamento e agilidade nos comandos, seria possível virar ou tombar o helicóptero. Por isso as técnicas de controle das suas inclinações é uma das particularidades da pilotagem do helicóptero para que esse se mantenha em equilíbrio. O piloto deve estar compensando continuamente o helicóptero para manter o equilíbrio e o controle, ou seja, deve anular os direcionamentos indesejados a todo momento, movimentando o coletivo, cíclico e pedal (ETKIN *et al.*, 1996).

Para um corpo se manter em equilíbrio é necessário que todas as forças que atuam sobre o mesmo estejam equilibradas por forças de mesma intensidade e direções opostas, sendo que a soma dos momentos também deve ser nula (força e momento resultantes no centro de gravidade devem ser zero). A estabilidade é um dos conceitos importantes para garantir o equilíbrio e de acordo com Homa (2004) estão divididos em estabilidade longitudinal, lateral e direcional, que por sua vez podem ter dois tipos de comportamentos, estático e dinâmico. Apesar que Homa (2004) utiliza este conceito referenciando os aviões como pode ser visto das Figuras 3.1, Figuras 3.2, Figuras 3.3 e Figuras 3.4, este também é aceito para os helicópteros.

O termo estático indica apenas uma tendência, exemplo: A estabilidade estática leva em consideração a tendência ao retorno ou não do helicóptero ao ponto de equilíbrio, quando este sofre uma perturbação, a Figura 3.1a ilustra a estabilidade estática longitudinal. Esta ainda é dividida em estável, instável e neutra.

Quando o helicóptero tem a tendência de voltar a posição inicial de equilíbrio, este é chamado de estabilidade estática estável (positiva). Se a atitude for de afastar o helicóptero da posição inicial, este é chamado de estabilidade estática instável (negativo). Por fim, se a atitude é

equilibrar-se em uma nova posição é reconhecido como estabilidade estática neutra (HOMA, 2004).

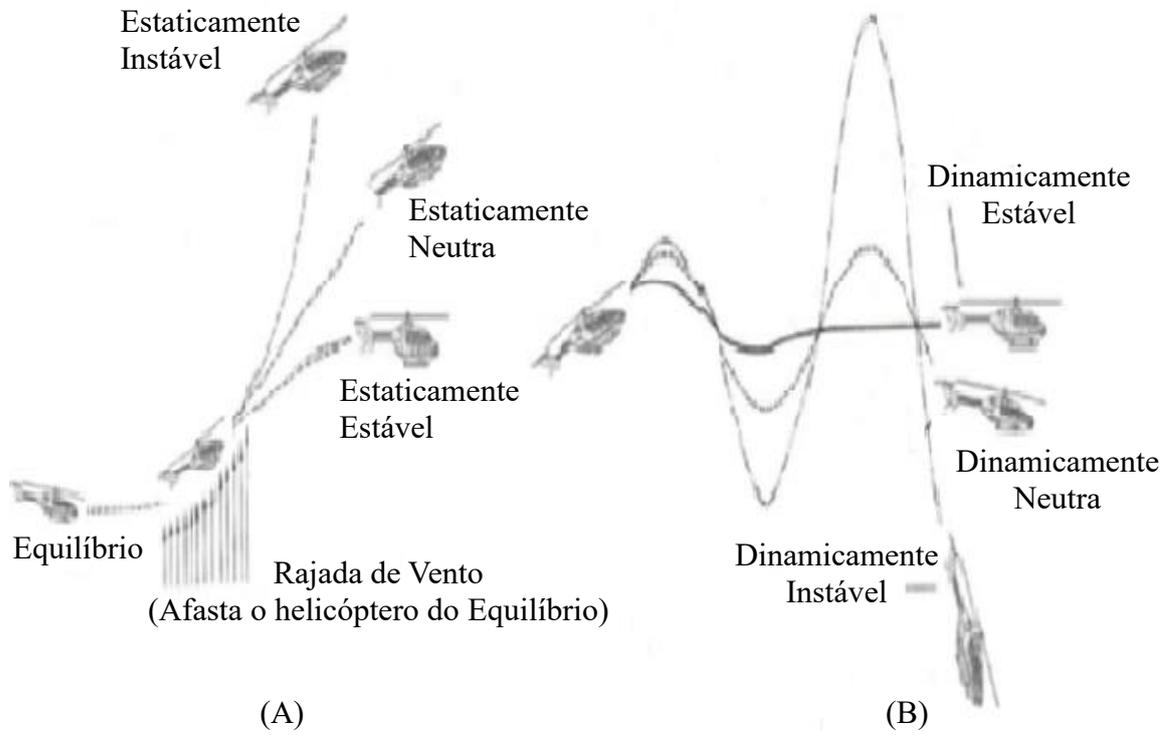


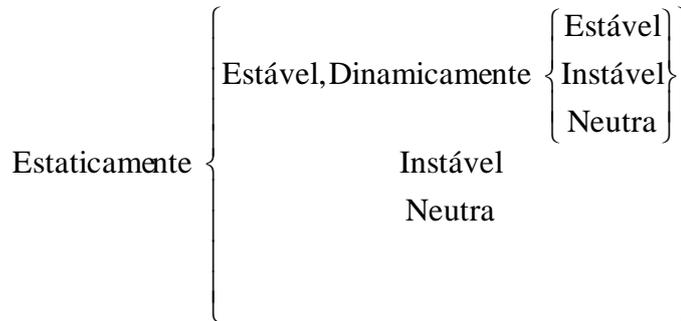
Figura 3.1 - Estabilidade Longitudinal. (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica (adaptado de HOMA, 2004).

Evidentemente, um helicóptero deve ser estaticamente estável para poder ser pilotado. Entretanto, isso pode não ser estaticamente suficiente, porque um helicóptero estaticamente estável pode apresentar três tipos de comportamento quando afastado do equilíbrio: o dinamicamente estável, instável e a neutra.

O conceito de estabilidade dinâmica, Figura 3.1b, leva em consideração a resultante do movimento no tempo, também analisa a maneira com que o helicóptero reage a força aplicada, voltando ou não a posição inicial. Esta também é dividida em estável, instável e indiferente.

Quando o helicóptero tem a tendência de voltar a posição inicial, porém com oscilações de amplitude decrescentes e suaves este é chamado de estabilidade dinâmica estável (positiva). Já a estabilidade dinâmica instável (negativa) o helicóptero tende a retornar à posição inicial muito fortemente, e por isso as oscilações aumentam sua amplitude cada vez mais, fazendo com que a aeronave não volte a sua posição inicial. Por fim a estabilidade dinâmica neutra, onde a aeronave tem a tendência de retornar à posição de equilíbrio em uma nova posição (ETKIN *et al.*, 1996).

Logo as possibilidades de equilíbrio longitudinal de uma aeronave podem ser resumidas em:



A Figura 3.2 a seguir ilustra este resumo.

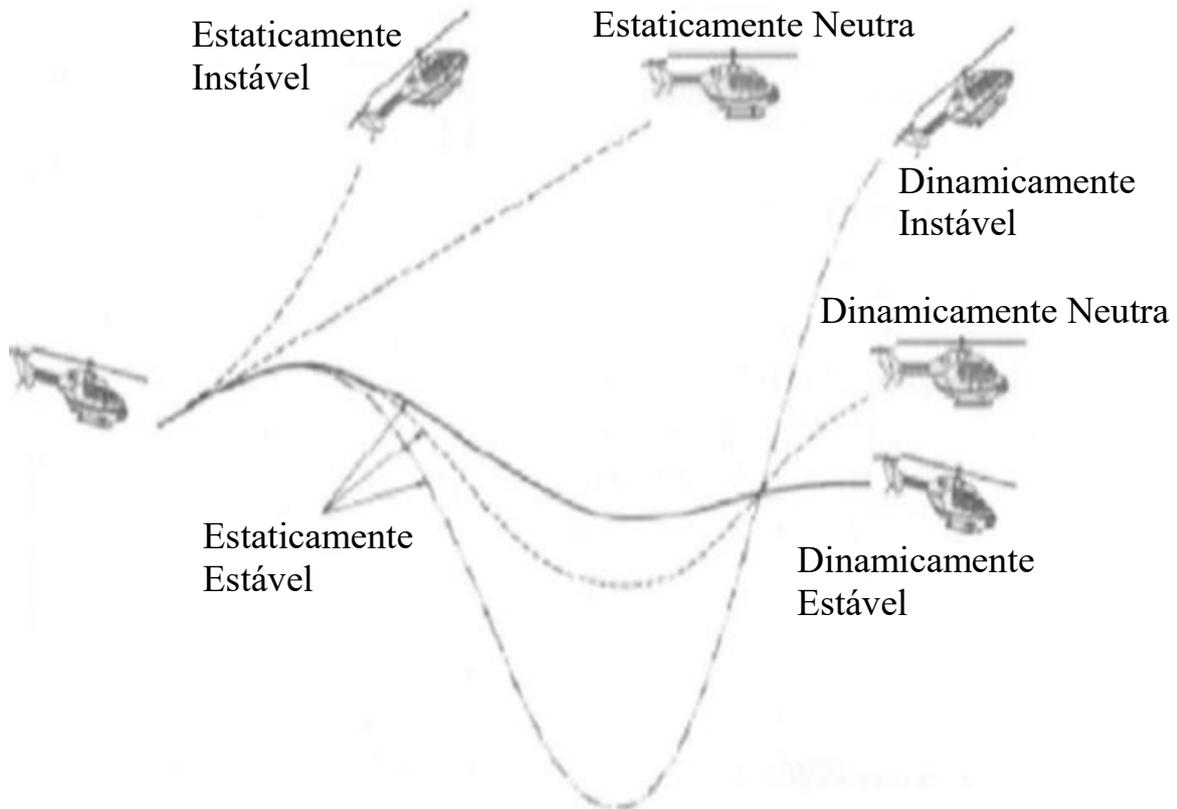


Figura 3.2 - Resumo Estabilidade Longitudinal (adaptado de HOMA, 2004).

Quando um helicóptero sofre um desequilíbrio lateral, por exemplo uma rajada de vento, este também pode apresentar três tipos de comportamento: o estaticamente estável, instável e Indiferente. Assim como na longitudinal, a estabilidade estática estável do helicóptero ocorre quando tende a retornar ao equilíbrio inicial. A estabilidade estática instável faz com que o helicóptero tende a desequilibrar-se ainda mais. E por fim a estabilidade estática indiferente, o

helicóptero tende a continuar fora do equilíbrio inicial. A Figura 3.3a seguir ilustra a estabilidade estática lateral.

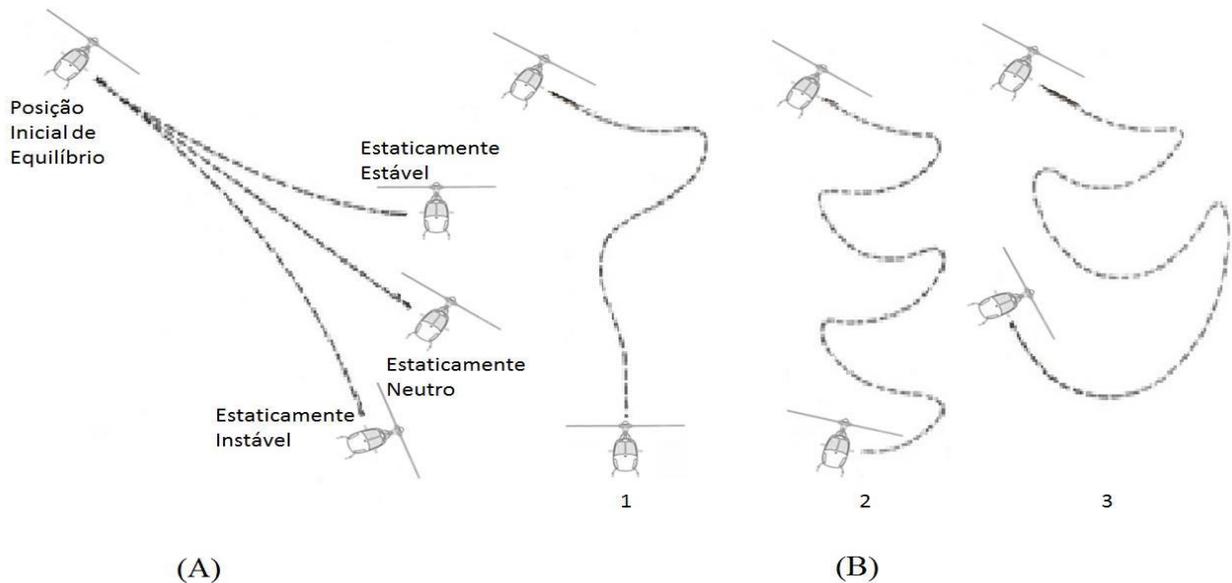


Figura 3.3 - Estabilidade Longitudinal (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica (adaptado de HOMA, 2004).

Nota: A Figura 3.2 mostra apenas o comportamento teórico do helicóptero, porque as estabilidades lateral e direcional agem conjuntamente, tomando os movimentos do helicóptero mais complexos.

Quando se analisa a estabilidade dinâmica lateral, um helicóptero estaticamente estável (quanto ao equilíbrio lateral) tende a voltar ao equilíbrio sempre que for lateralmente inclinado, porém nem sempre conseguirá. Assim como no longitudinal também tem comportamento estável, instável e indiferente.

A estabilidade dinâmica estável, Figura 3.3b1, o helicóptero volta ao equilíbrio inicial amortecendo as oscilações, já a estabilidade dinâmica instável, Figura 3.3b3, o helicóptero tende a desequilibrar-se ainda mais, por fim a estabilidade dinâmica neutra, Figura 3.3b2, o helicóptero tenta voltar ao equilíbrio inicial, mas não consegue amortecer as oscilações, tendendo a continuar fora do equilíbrio.

Há outros modos sem oscilações, tais como espiral e rolamento puro (*Roll Subsidence*), mas estes serão abordados mais à frente.

A estabilidade direcional refere-se ao equilíbrio de uma aeronave em torno do seu eixo vertical. O comportamento da aeronave pode apresentar três características; a estabilidade direcional estaticamente estável, instável e neutra.

O estudo de estaticamente estável avalia se o helicóptero tende a voltar ao equilíbrio inicial, a instável, tende a afastar-se do equilíbrio, derrapando cada vez mais fortemente e a neutra, tende a permanecer fora do equilíbrio, continuando a derrapagem. Os três comportamentos podem ser observados na Figura 3.4 a.

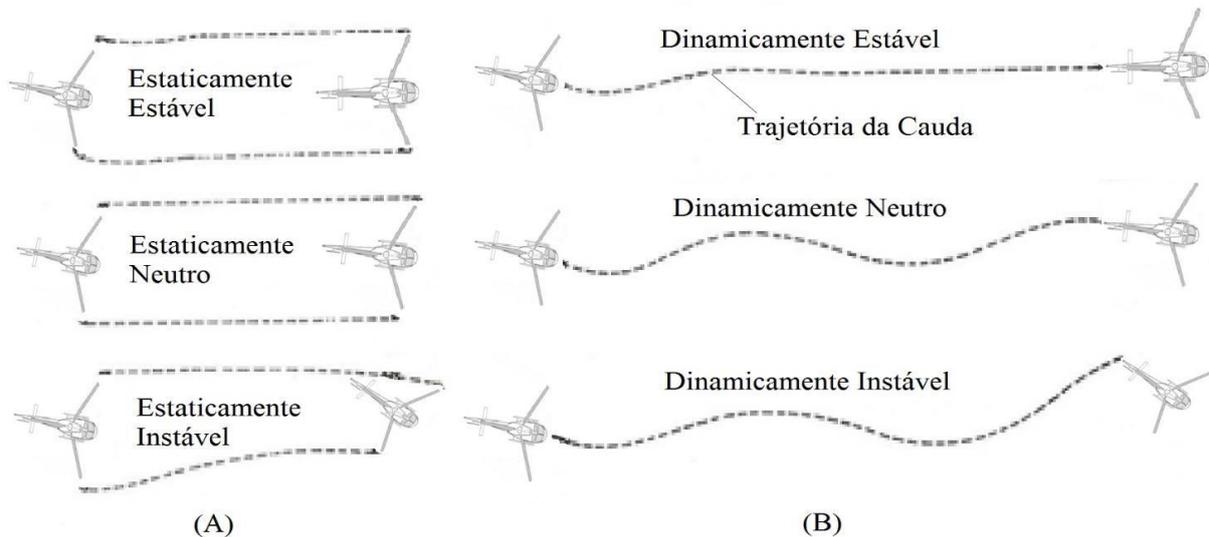


Figura 3.4 - Estabilidade Direcional (a) Estabilidade Estática. (b) Estabilidade Dinâmica (adaptado de HOMA, 2004).

Nota: A Figura 3.2 e Figura 3.3, por motivo didático, mostram as estabilidades direcional e lateral separadamente. Na prática, os movimentos de oscilação de arfagem e guinada ocorrem juntos, criando movimentos combinados complexos.

De maneira semelhante aos casos dos equilíbrios longitudinal e lateral, uma aeronave estaticamente estável pode comportar-se de três diferentes maneiras quando tenta voltar ao equilíbrio inicial, dinamicamente estável, instável ou indiferente.

No caso da dinamicamente estável o helicóptero volta ao equilíbrio inicial, amortecendo as oscilações, na dinamicamente instável o helicóptero tenta voltar ao equilíbrio, mas não o consegue, oscilando cada vez mais fortemente, por último, a dinamicamente indiferente, o helicóptero tenta voltar ao equilíbrio inicial, mas não consegue amortecer as oscilações. Observa-se estes comportamentos na Figura 3.4b.

Visto que ocorrem oscilações para restabelecer a estabilidade dinâmica e o equilíbrio inicial, estas, podem ser descritas por dois parâmetros, o período de tempo necessário para ocorrer uma oscilação completa, e o tempo necessário para o amortecimento de metade da amplitude desta oscilação, ou, no caso de um movimento dinamicamente instável, o tempo necessário para dobrar

a amplitude desta oscilação (ETKIN *et al.*, 1996). Neste trabalho serão discutidos os modos naturais envolvidos no movimento longitudinal e lateral e lateral-direcional.

O movimento longitudinal consiste de duas oscilações distintas, uma com um longo período de oscilação chamado de modo de *Phugoid* e outra com um curto período de oscilação referido como o modo de Curto Período (*Short Period*), (ETKIN *et al.*, 1996).

O modo de período mais longo, modo *Phugoid*, é aquele em que há uma grande variação da amplitude da velocidade do fluxo de ar, o ângulo de arfagem e a altitude, porém com quase nenhuma variação do ângulo de ataque. A oscilação *Phugoid* é realmente um intercâmbio lento de energia cinética (velocidade) e a energia potencial (altitude) sobre alguns níveis de energia de equilíbrio, pois costuma-se a projetar aeronaves que tentam restabelecer a condição inicial de voo, do qual tinha sido perturbado (ETKIN *et al.*, 1996). Logo o movimento consiste em ganhar e perder altitude, acelerando e desacelerando, uma vez que vai subindo e descendo. Embora ocorre um pequeno amortecimento, o período é longo. (ETKIN *et al.*, 1996).

Duas características de oscilações da *Phugoid* podem ocorrer. Se houver amortecimento e a oscilação convergir para a condição inicial pode-se dizer que é *Phugoid* estável, caso o contrário, se a oscilação divergir da condição inicial esta é chamada de *Phugoid* instável ou divergente (STENGEL, 2004). A Figura 3.5 a seguir mostra o movimento que a aeronave tem durante a *Phugoid*.

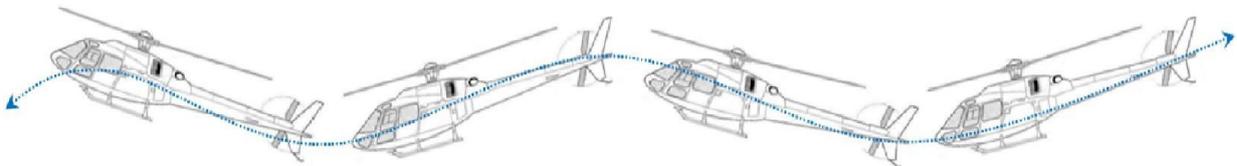


Figura 3.5 - Movimento da *Phugoid* (adaptado de HOMA, 2004).

O segundo modo com oscilações mais curtas, Curto Período, é uma oscilação normalmente fortemente amortecida com um período de apenas poucos segundos. O movimento é uma rápida arfagem da aeronave. O período é curto, podendo a velocidade se manter constante ou com pequenas variações, logo a oscilação é essencialmente uma variação de ângulo de ataque. O tempo para amortecer a amplitude pela metade do seu valor é na ordem de 1s (STENGEL, 2004). A capacidade de estabilidade nestas condições é um dos muitos critérios para a certificação geral de aeronaves ANAC (2016) RBHA 91, RBAC 121e 135.

Como visto, os movimentos laterais também envolvem movimentos oscilatórios e de guinada. Estes quase sempre estão acontecendo a o mesmo tempo, existem três tipos possíveis de

movimento na Dinâmica Lateral: o Modo de rolamento (*Dutch Roll*), Modo Espiral e o Modo *Roll Subsidence*.

O modo *Roll Subsidence* ou rolamento amortecido, ocorre quando tem um amortecimento do movimento de rolamento, ou seja, indica quanto tempo o helicóptero alcança a taxa de rolamento quando o piloto comandada o cíclico lateral e o mantém na atitude, sendo este movimento lateral de caráter não oscilatório e de uma maneira geral, substancialmente desacoplado dos modos *Dutch Roll* e espiral (RODRIGUES, 2016). Não há um momento direto aerodinâmico criado para restaurar o movimento de rolagem, ou seja, não tem força de momento capaz de mudar o ângulo de rolamento. No entanto, existe um momento de amortecimento (proporcional à taxa de rolagem) criado pelas pás de rotação (STENGEL, 2004).

O segundo modo lateral, *Dutch Roll*, é um movimento oscilatório que consiste numa combinação defasada de movimento de quinada e movimento de rolamento. Este ocorre quando a razão da estabilidade direcional estática para a estabilidade lateral estática é reduzida abaixo do ponto onde ocorre divergência espiral, mas não até ao ponto em que a divergência direcional ocorre (BRAMWELL, 2001). Se um helicóptero, por exemplo, tem um rolamento em torno do eixo longitudinal, uma derrapagem é introduzida ao vento relativo na direção do movimento de rolamento. Uma estabilidade lateral forte começa a restaurar a aeronave para voo nivelado. Ao mesmo tempo, um tanto mais fraco, ocorre uma estabilidade direcional tentando corrigir a derrapagem e alinhando o helicóptero com o vento relativo. Quando a estabilidade direcional é mais fraca do que a estabilidade lateral, o movimento de guinada restaurar com um atraso significativo em relação a restauração do movimento de rolamento. Como isso, a aeronave passa através do ponto de equilíbrio, pois o movimento de guinada ainda contínua na direção do rolamento de origem. Nesse ponto, a derrapagem é introduzida na direção oposta e o processo é invertido, ocasionado o movimento oscilatório. O período de oscilação é geralmente de 3s a 15s e quando a estabilidade direcional estática é forte, o *Dutch roll* é fortemente amortecido e não é censurável, no entanto, isso leva a *Roll Subsidence*. (STENGEL, 2004). O modo de *Dutch roll* pode ser verificado através do uso do cíclico lateral e do pedal, mas para fins de teste de voo é geralmente utilizado o pedal com movimentos curtos e em seguida volta a posição inicial, conhecido como *Doublet*, (BRAMWELL, 2001).

De acordo com o Rodrigues (2016) o modo espiral, é também não oscilatório, quando excitada, a dinâmica do modo é usualmente lenta a desenvolver-se, envolvendo um movimento de acoplamento complexo entre o rolamento, a guinada e a derrapagem. As características deste modo dependem bastante das estabilidades estáticas lateral e direcional. Assume-se que o helicóptero está inicialmente numa condição de voo equilibrada, considere uma perturbação que provoca um

pequeno ângulo de rolamento, gerando uma velocidade de derrapagem, que faz com que o escoamento incida sobre a cauda vertical com um ângulo de ataque igual ao ângulo de derrapagem. Este produz uma força de sustentação sobre a cauda vertical, que por sua vez, gera um momento de guinada que faz girar o helicóptero na direção da derrapagem, (STENGEL, 2004).

Este momento de guinada produz uma sustentação diferencial sobre a totalidade do rotor, que provoca um momento de rolamento ainda maior, aumentando o ângulo de derrapagem, ou seja, ao ter uma atitude de rolamento (curva), o helicóptero pode sofrer uma derrapagem, fazendo com que este feche ainda mais esta curva, por sua vez este movimento pode ser combinado com a perda de altitude e com isso, como o próprio nome diz, o helicóptero movimenta-se em Espiral.

Capítulo 4

SIMULAÇÕES NUMÉRICAS

Neste capítulo serão apresentadas simulações numéricas e análises dos resultados obtidos no trabalho.

As primeiras análises e comparações terão como referência os resultados das derivadas de estabilidade e controle obtidas por Cruz (2009). Para tal, foi simulada a mesma atitude de voo nivelado a 5.000ft (1524m) e 80kt (41,15m/s).

Os resultados identificados por Cruz (2009) foram:

Matriz de Estabilidade:

$$A = \begin{pmatrix} -0,1495 & 0,1173 & 2,6031 & - & - & 0,0818 & 7,1374 & 2,3649 \\ -0,9061 & 0,4057 & 8,6978 & - & - & -0,1338 & 6,06 & 7,1931 \\ 0,1335 & -0,0812 & -3,0734 & - & - & -0,0038 & -0,1946 & -0,9387 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & - & - \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & - & - \\ -3,3813 & 0,8711 & 0,9261 & 0 & 0 & -0,2218 & -0,8151 & -1,6897 \\ -0,1356 & 0,0379 & 0,5898 & 0 & 0 & -0,0508 & -2,6332 & 0,2696 \\ -0,025 & 0,0188 & 0,6118 & 0 & 0 & 0,0442 & -0,6053 & -1,2201 \end{pmatrix}$$

Matriz de Controle:

$$B = \begin{pmatrix} 0,4582 & 0,2450 & -0,6233 & 0,1489 \\ 0,4582 & -2,3090 & -2,0854 & -1,7667 \\ 0,1579 & 0,3456 & 0,1442 & 0,0508 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -8,4282 & 1,1003 & 0,858 & -0,08089 \\ -0,3824 & -0,1526 & 0,4121 & -0,0216 \\ -0,8907 & -0,1502 & 0,0674 & 0,2821 \end{pmatrix}$$

Já os resultados do código numérico da aeronave analisada neste trabalho foram:

Matriz de Estabilidade:

$$A = \begin{pmatrix} -0,0383 & -0,7493 & -0,5637 & -0,0129 & -9,9998 & 0,3444 & 0,6406 & 0 \\ 0,0016 & -0,7778 & 0 & 0,0046 & 0 & -0,0087 & 0,9983 & 0 \\ 0,0003 & -0,0205 & -0,0598 & 0,2424 & -0,0003 & -0,0722 & -0,0008 & -0,9896 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0,0013 & -0,0678 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0,9998 & 0,0191 \\ -0,0692 & -0,8470 & -8,0587 & 0 & 0 & -14,3296 & 1,3780 & 1,1360 \\ 0,0203 & 0,2412 & 0 & 0 & 0 & -0,1889 & -2,7397 & 0 \\ -0,0113 & -6,6715 & 9,1604 & 0 & 0 & 0,3940 & 0,4427 & -1,3061 \end{pmatrix}$$

Matriz de Controle:

$$B = \begin{pmatrix} -7,0446 & 0,37228 & 9,8680 & 0 \\ -0,7660 & -2,8093 & 0,0163 & 0 \\ -0,0397 & -0,0705 & -0,0704 & 0,1269 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -106,8201 & -24,3707 & -201,0945 & 18,3759 \\ 37,0939 & 20,1723 & -18,5320 & 0 \\ -4,7387 & 2,8358 & 5,6129 & -21,2735 \end{pmatrix}$$

Observando as duas respostas, é possível identificar uma diferença nos valores das derivadas de estabilidade e de controle. Aqui deve se fazer mais estudos para identificar melhor o porquê desta diferença, já que, Cruz (2009) realiza algumas simulações em um formato um pouco diferente, impossibilitando a comparação com a do código utilizado neste trabalho. Assim como será realizado neste trabalho, Cruz (2009) valida seus experimentos comparando os resultados com o helicóptero (BO105) já que é uma aeronave conceituada na literatura e que se aproxima das características do modelo avaliado neste trabalho. No apêndice B tem-se mais informações destes helicópteros.

Com a intenção de verificar os modos longitudinais, colocou-se a aeronave em uma atitude de voo com velocidade de 50m/s (97,192kt) e uma altitude de 200m (656,167ft), (especificado pelo Cruz (2009), no qual obteve bons resultados), e como atitude de controle do piloto, foi inserido um *Doublet* de longitudinal cíclico com 1° , com a intenção de verificar a *Phugoid* e o *Short Period*. O tempo de duração desta simulação foi de 180s, porém muitos dos resultados se estabilizaram em um tempo menor do que este e com isso foi feito um ajuste para que melhore a resolução gráfica. Figura 4.1 ilustra o comando *Doublet* cíclico longitudinal.

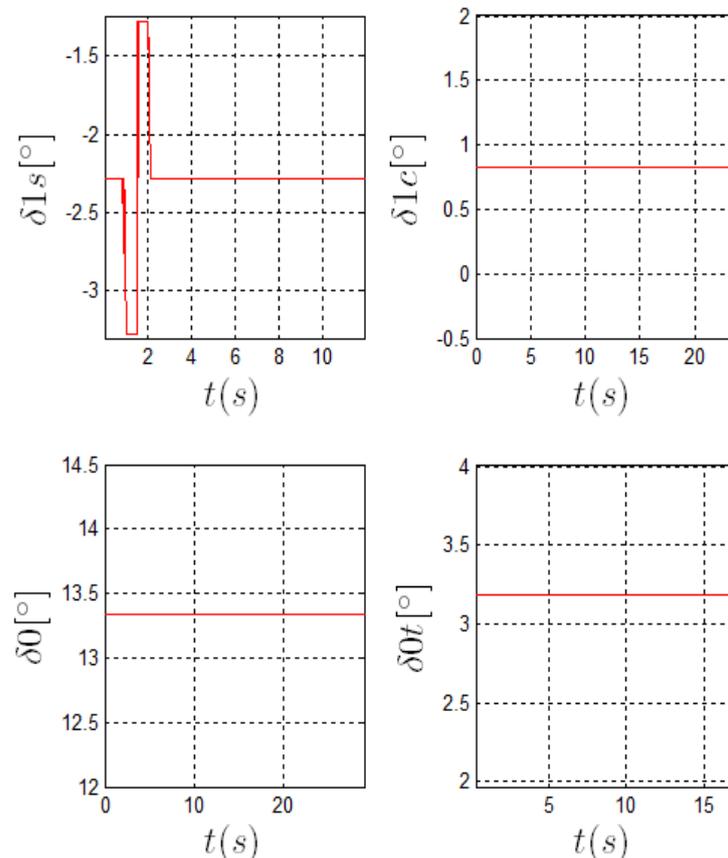


Figura 4.1 - Comando *Doublet* Longitudinal Cíclico com 1° da aeronave analisada.

Primeiramente é preciso analisar a troca de energia cinética, a velocidade (V), com a energia potencial, altitude (H_e), para identificar a *Phugoid*. Na Figura 4.2 a seguir, pode-se observar que as velocidades rotacionais tiveram uma perturbação com pouca oscilação e a partir dos 5s mantiveram a atitude nivelada da aeronave.

O conceito da *Phugoid* diz que o ângulo de ataque da aeronave não pode influenciar nessa troca de energia, portanto observa-se o gráfico (α) que após os 5s se estabiliza, não sofrendo alterações no passo das pás. A altitude iniciou em 200m e logo caiu para perto de 198m, isto é proveniente do cíclico longitudinal no qual seu primeiro movimento foi no sentido de descer o “nariz” da aeronave para baixo, confirmado nos gráficos: arfagem (q), no ângulo de Euler (θ) e no ângulo de ataque (α) onde estes apresentam uma queda inicial de 0s a 1.5s.

No segundo momento, de 1.5s a 5s, tem o efeito da atitude do piloto de colocar o comando em uma posição de subir o “nariz” da aeronave, no qual inicia a recuperação da altitude, confirmando com os gráficos (q , θ e α). A partir deste momento 5s é possível identificar a *Phugoid* e ver a troca das energias. Observe que enquanto a velocidade aumenta, a altitude diminui e vice e versa, convergindo as oscilações, ou seja, diminuindo o movimento conforme o tempo de simulação.

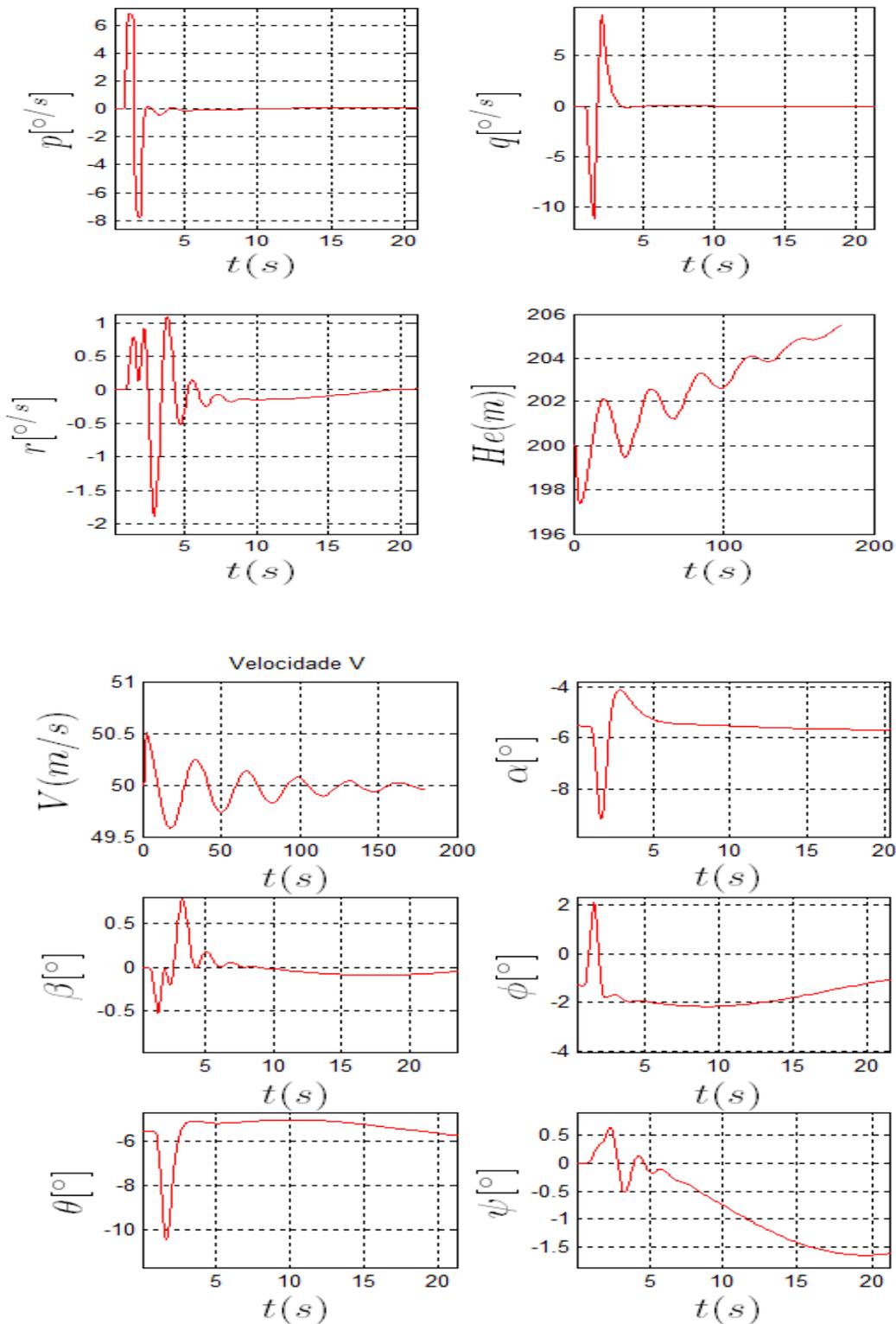


Figura 4.2 - Comando *Doublet* Longitudinal Cíclico com 1° da aeronave analisada: identificação da *Phugoid*.

Em relação às velocidades translacionais, vale destacar o gráfico no eixo (u), onde este muda a taxa da velocidade de avanço nesta direção conforme ocorre a variação da velocidade da

aeronave. A Figura 4.3 ilustra o gráfico das velocidades translacionais u , v e w e novamente a velocidade da aeronave e posteriormente a Figura 4.4 o resultado conjunto desta simulação.

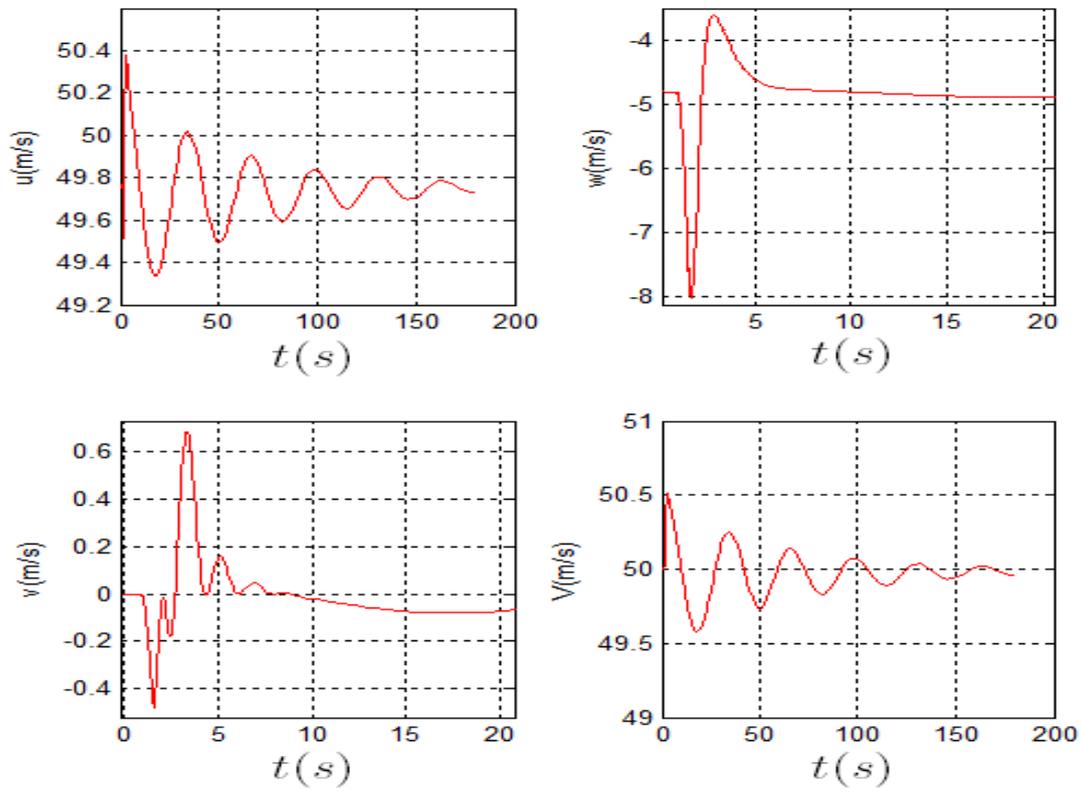


Figura 4.3 - Comando *Doublet* Longitudinal Cíclico com 1° da aeronave analisada: Velocidade Translacional.

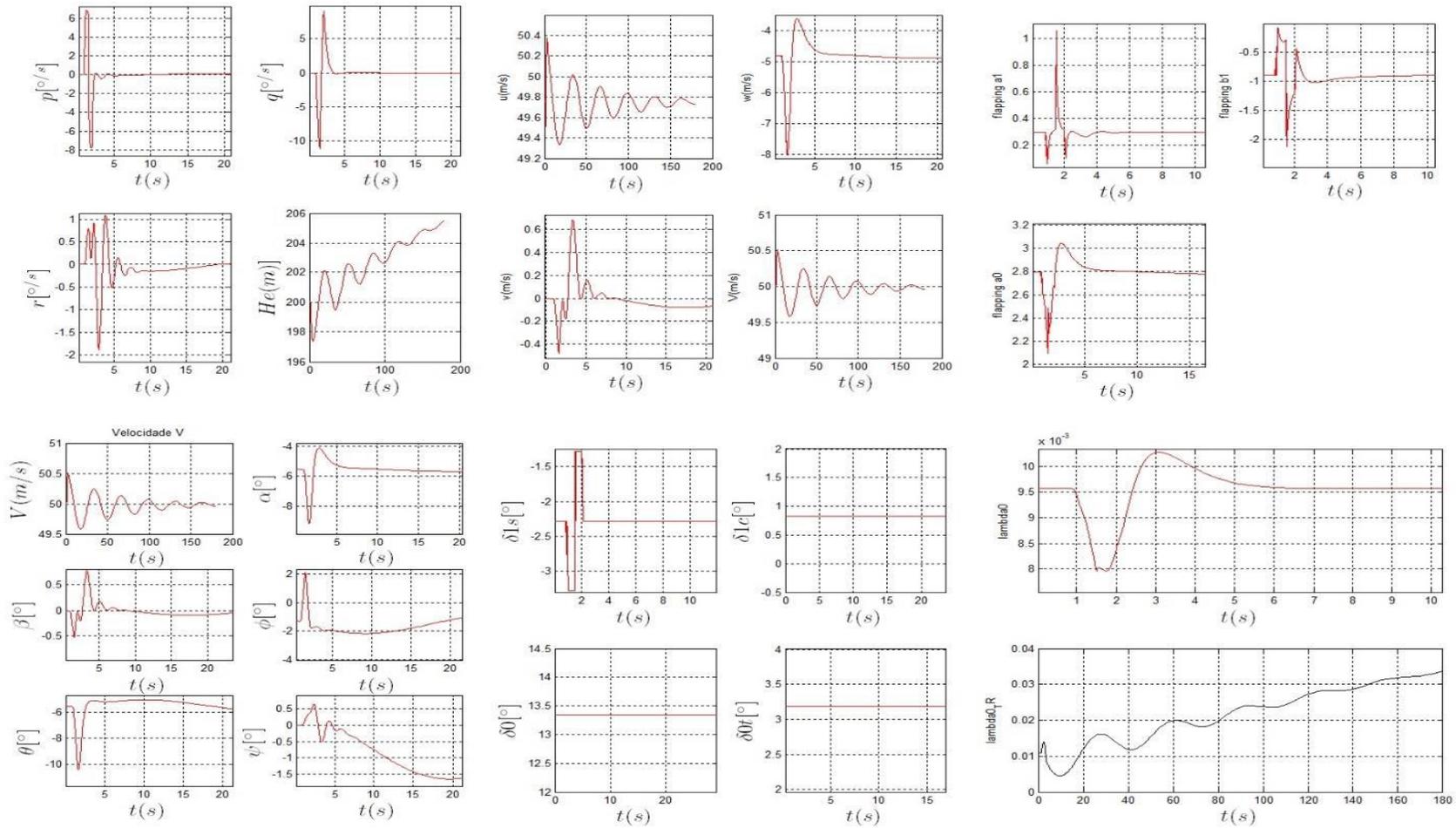


Figura 4.4 - Comando *Doublet* Longitudinal Cíclico com 1° da aeronave analisada.

Com a intenção de verificar as oscilações laterais direcionais foi inserido um *Doublet* no comando Pedal de 1° . Colocou-se a aeronave com atitude de voo com velocidade de 50m/s (97,192kt) e uma altitude de 200m (656,167ft), com tempo de simulação de 10s. A Figura 4.5 ilustra este comando *Doublet* no Pedal.

Já na Figura 4.6 observa-se o resultado desta atitude, onde todas as velocidades rotacionais p, q e r oscilaram, amortecendo suas amplitudes até o tempo de 5s.

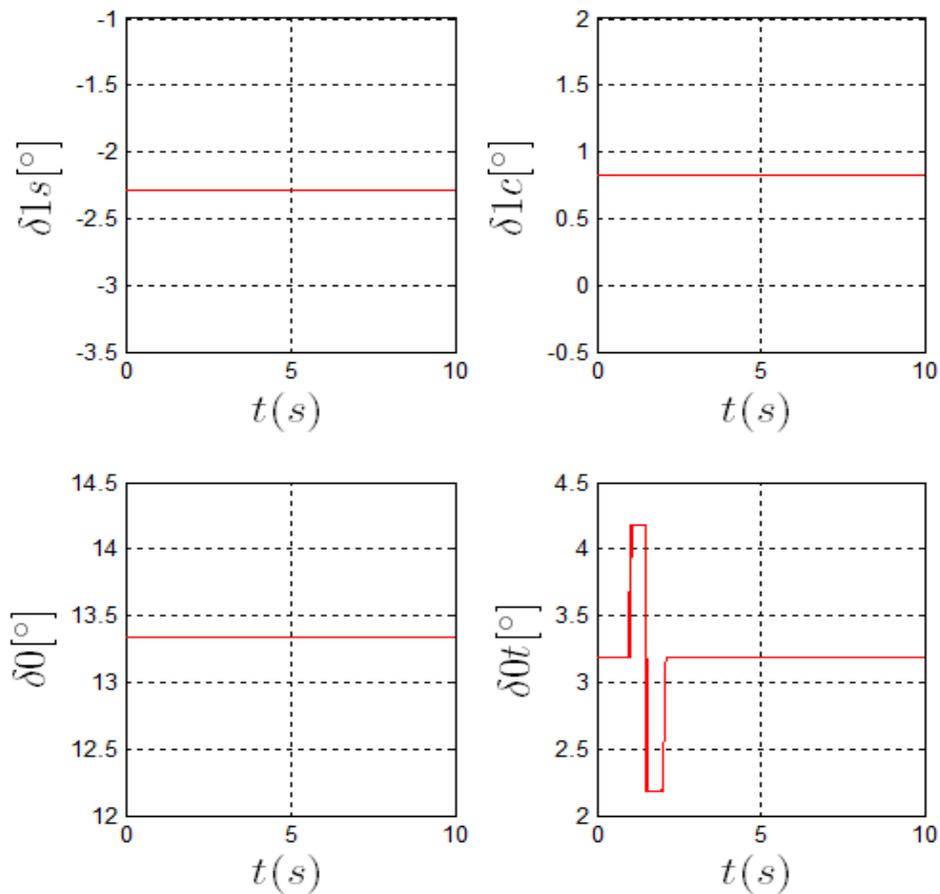


Figura 4.5 - Comando *Doublet* no Pedal com 1° da aeronave analisada.

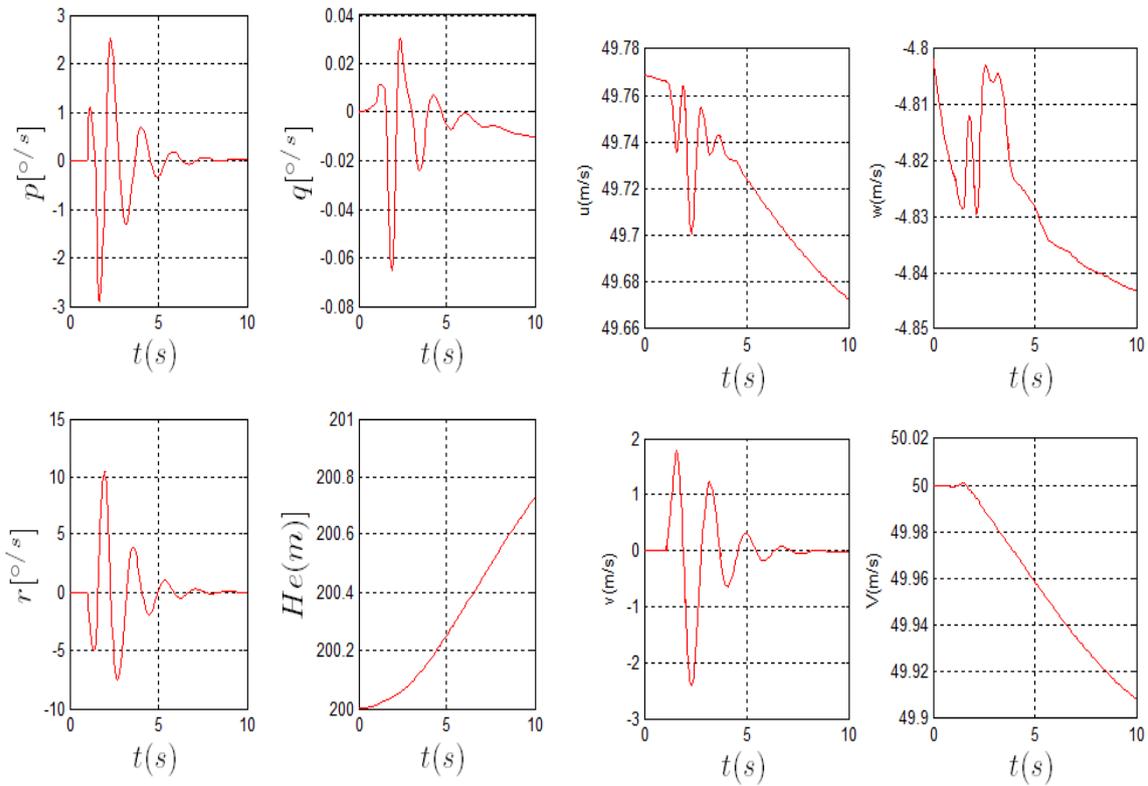


Figura 4.6 - Comando *Doublet* no Pedal com 1° da aeronave analisada: Velocidades Rotacionais e Translacionais.

Esta resposta já era esperada, pois quando ocorre esse tipo de atitude, o helicóptero fica como se fosse um pêndulo variando entre arfagem, rolagem e guinada, porém sem sofrer grandes alterações de posição, como pode ser identificado nos ângulos de Euler na Figura 4.7.

Observa-se também que, na Figura 4.6, a altitude e a velocidade sofreram uma variação muito pequena como resposta, identificando também que não houve mudança de atitude.

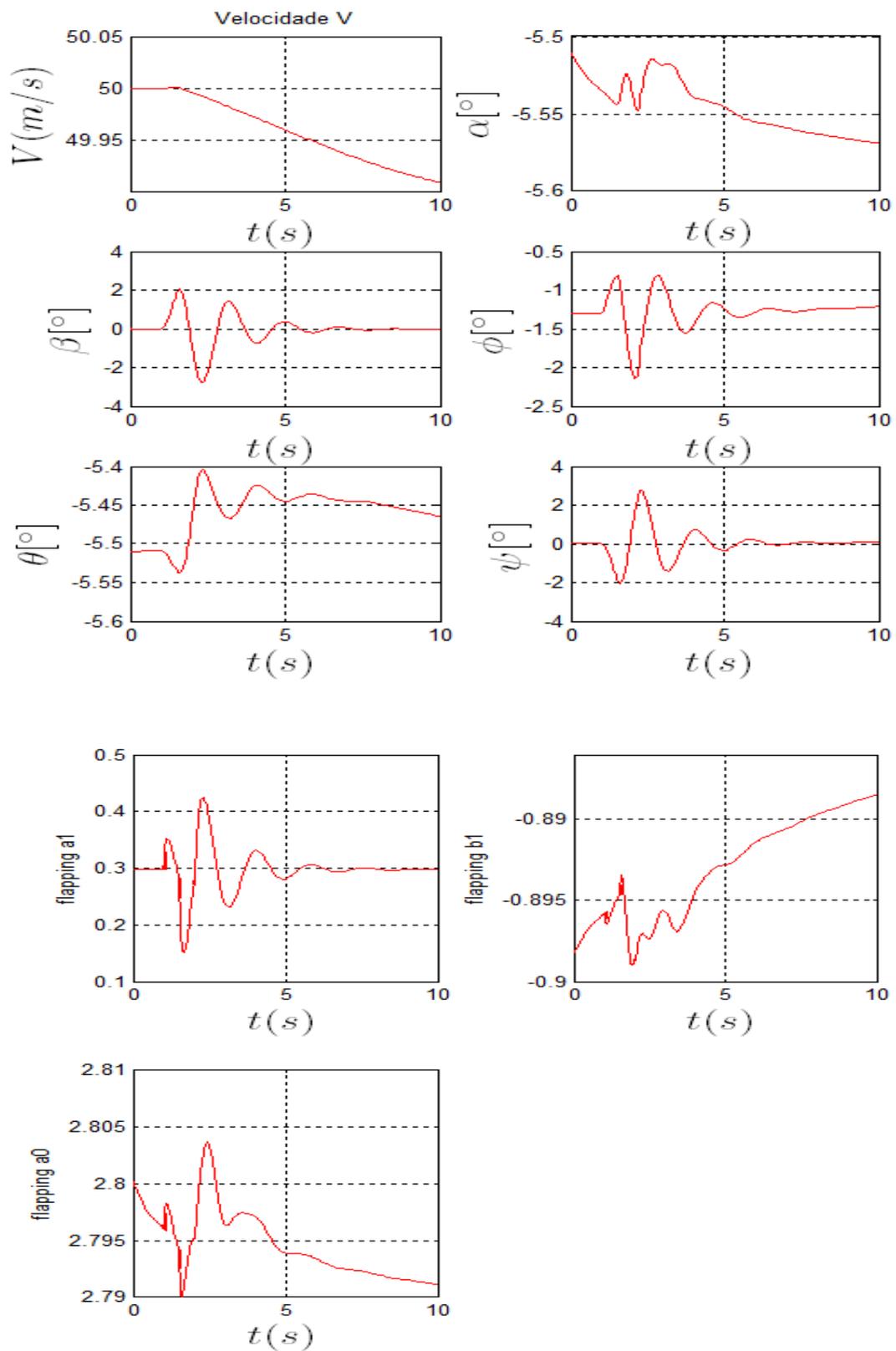


Figura 4.7 - Comando *Doublet* no Pedal com 1° da aeronave analisada: Ângulos de Euler e Batimentos.

Ainda na Figura 4.7, observa-se que houve uma pequena variação no ângulo de ataque (α), em torno de 0.1° , confirmando a pequena variação na altitude e na velocidade. Mas o mais interessante aqui é observar o movimento pendular através dos ângulos de Euler θ , ϕ e ψ , o ângulo de derrapagem β e os batimentos longitudinal e lateral.

Primeiro observa-se que até o tempo de 1.5s, ocorre um rolamento a direita ϕ (gráfico para cima) e uma derrapagem também a direita β (gráfico para cima), isto é confirmado com o batimento longitudinal (flapping a_1) que no tempo de até 1s tem o seu pico máximo positivo, ou seja, nesse momento aumenta o ângulo de passo da pás no ponto 0° , pelo estudo do efeito giroscópico, descrito no Capítulo 2, este vai aumentar o passo no ponto 270° , a esquerda da aeronave, fazendo com que ocorra a rolagem a direita e em seguida devido a incidência do fluxo de ar ocorre a derrapagem fechando esta curva. Lembrando que estes movimentos são mínimos.

Também no tempo de 1.5s o ângulo de Euler ψ , responsável pela guinada da aeronave, está inicialmente negativo, indicando uma guinada para a esquerda, ou seja a aeronave esta tentando voltar para sua posição inicial, porém esta ultrapassa o nível de equilíbrio rolando para a esquerda, e a atitude se repete no lado oposto. Assim o helicóptero vai rolando, escorregando e guinando, amortecendo suas oscilações até se estabilizar no ponto de equilíbrio inicial. A Figura 4.8 a seguir mostra o resultado conjunto desta simulação.

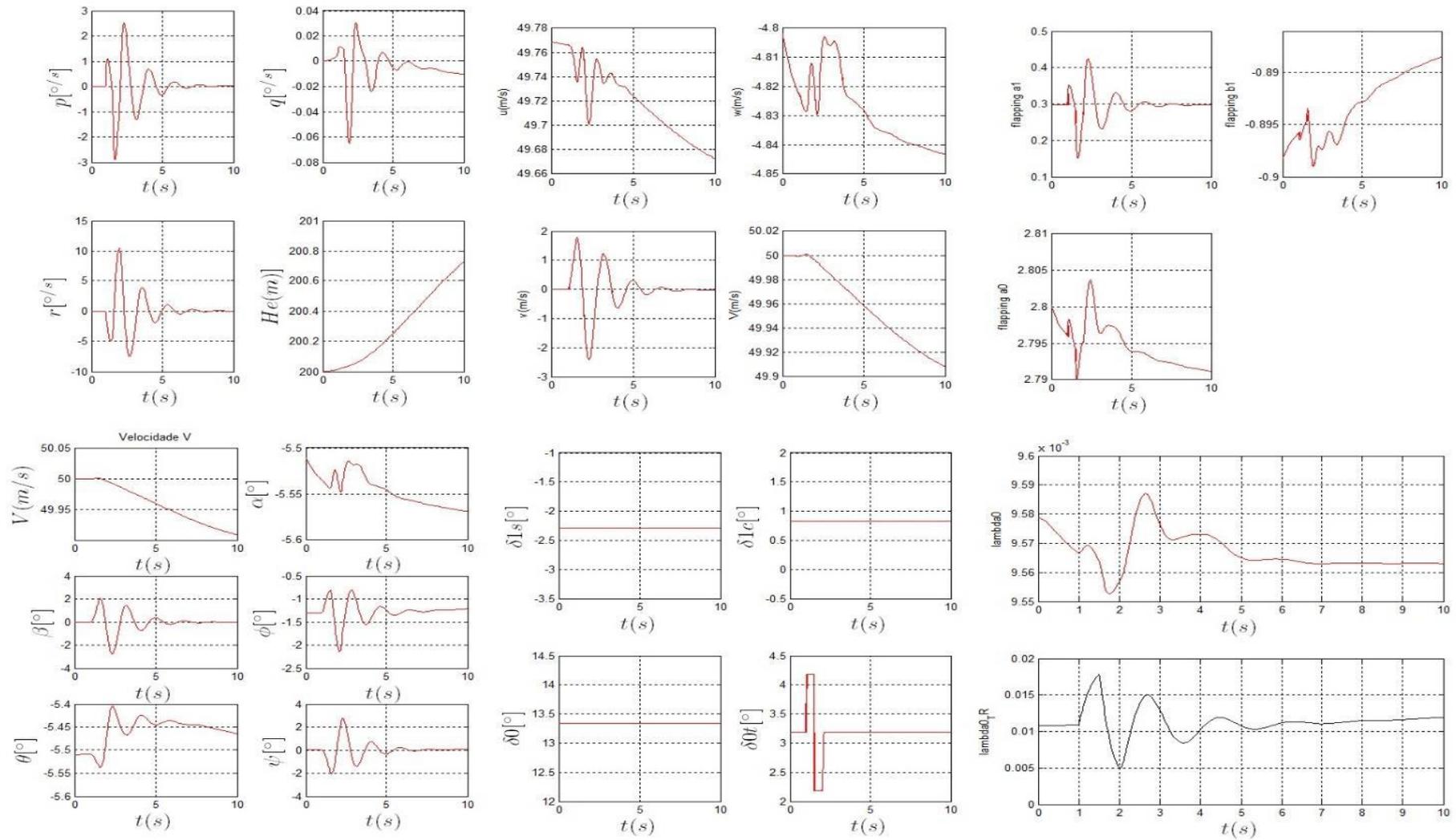


Figura 4.8 - Comando *Doublet* no Pedal com 1° da aeronave analisada.

As simulações a seguir foram realizadas tendo como parâmetros os resultados obtidos por Padfield (2007).

A primeira simulação foi um *Step* de 1° no Cíclico Longitudinal. A aeronave foi colocada em uma atitude de voo com velocidade de 41.155m/s (80kt) a uma altitude de 200m (656,167ft). A Figura 4.9 a seguir ilustra o comando *Step*.

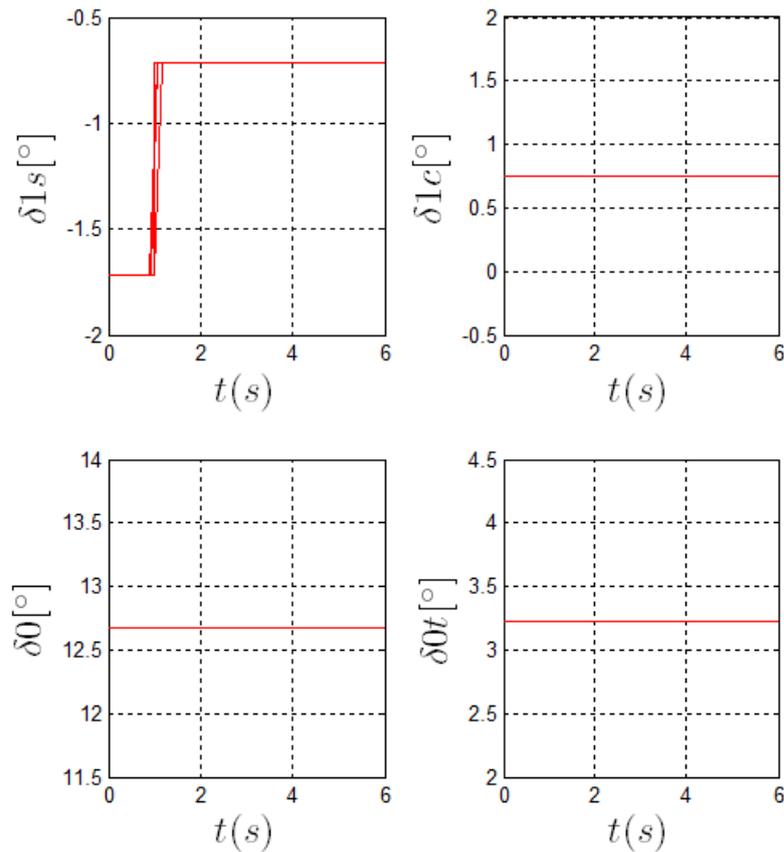


Figura 4.9 Comando *Step* no Cíclico Longitudinal com 1° , da aeronave analisada.

Padfield (2007) demonstra quatro resultados sendo eles as curvas de arfagem (p) e rolagem (q) bem como os ângulos de Euler dos mesmos θ , ϕ .

A Figura 4.10 mostra a comparação dos resultados obtidos neste trabalho com os obtidos por Padfield (2007), onde a curva a ser comparada será a *Longitudinal Cyclic Step* (LCS), com linhas pontilhadas.

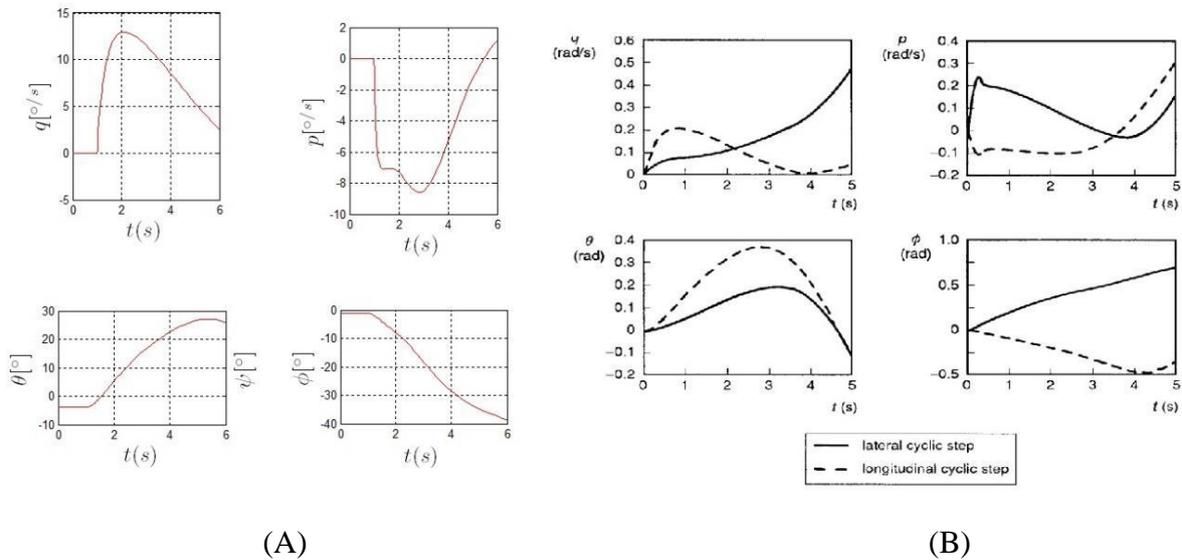


Figura 4.10 – Comparação quando se teve o comando Step no Cíclico Longitudinal com 1° . (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007).

Observa-se que as formas dos gráficos são similares, as velocidades rotacionais de arfagem (q) e de rolamento (p) tomaram as mesmas direções, sendo elas como “nariz” da aeronave para cima, arfagem positiva, e rolamento a esquerda. Estas foram afirmadas com os ângulos de Euler θ e ϕ , com uma pequena variação do ângulo de arfagem onde pode-se observar que a 2.5s no resultado apresentado por Padfield (2007) inicia uma decida e na aeronave aqui simulada isso ocorre no tempo de 5.5s.

Na Figura 4.11, pode-se entender o porquê que ocorreu um aumento na taxa de arfagem, indicando que esta aeronave teve um deslocamento para cima. Observando a curva do batimento total da aeronave ($\text{flaping } a_0$) e do *Inflow*, identifica-se um aumento do passo das pás com o aumento da massa de ar do rotor. Demonstrando, de acordo com as respectivas equações, a tração, o batimento e ângulo de ataque gerando maior sustentação, ganhando altitude. Estes podem ser confirmados com o aumento do ângulo de ataque α no tempo de até 3.5s. Porém, como a aeronave ganhou altitude (H_e) passando de 200m para 230m, esta teve uma perda significativa da velocidade (V) passando de 41m/s para 21m/s.

A Figura 4.12 a seguir mostra o resultado final desta simulação.

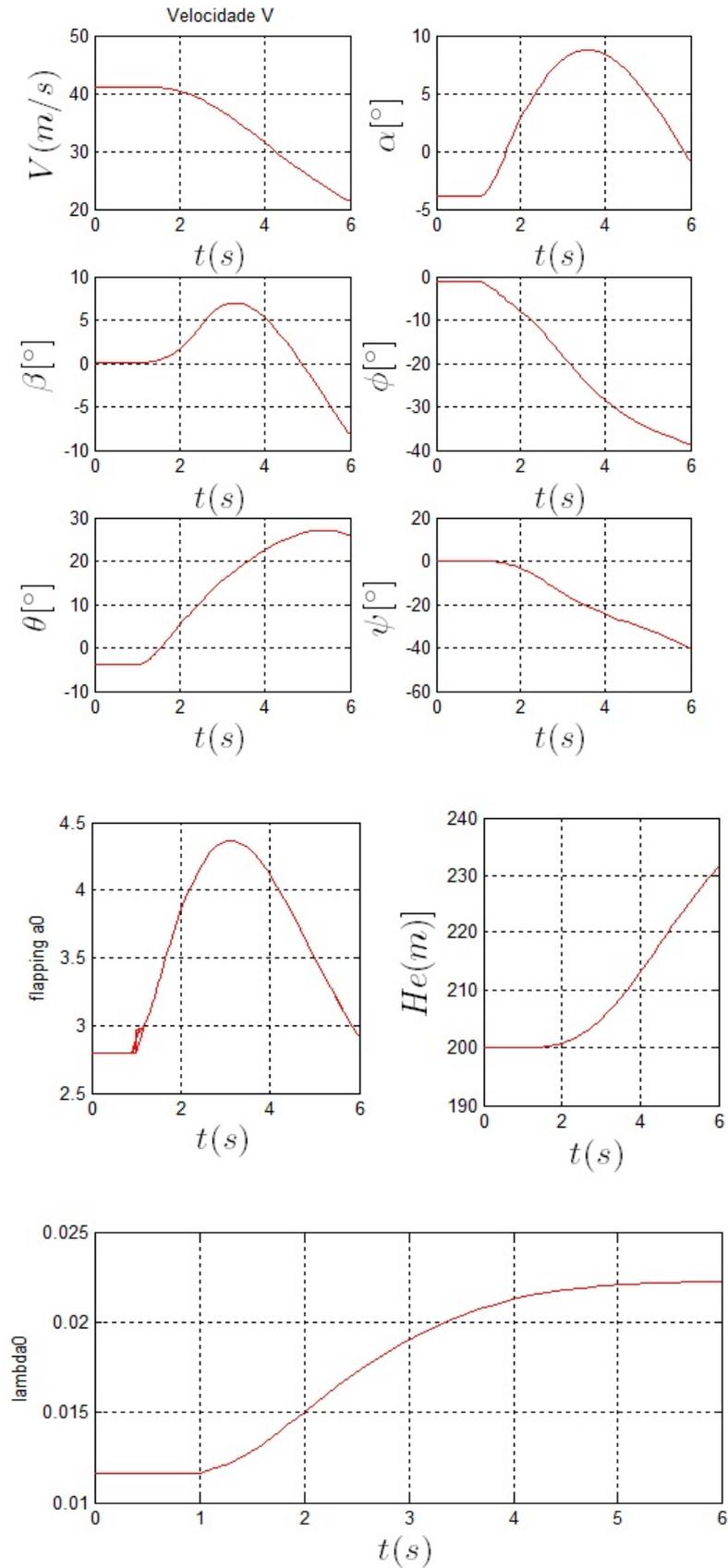


Figura 4.11 - Comando *Step* no Cíclico Longitudinal com 1° da aeronave analisada.

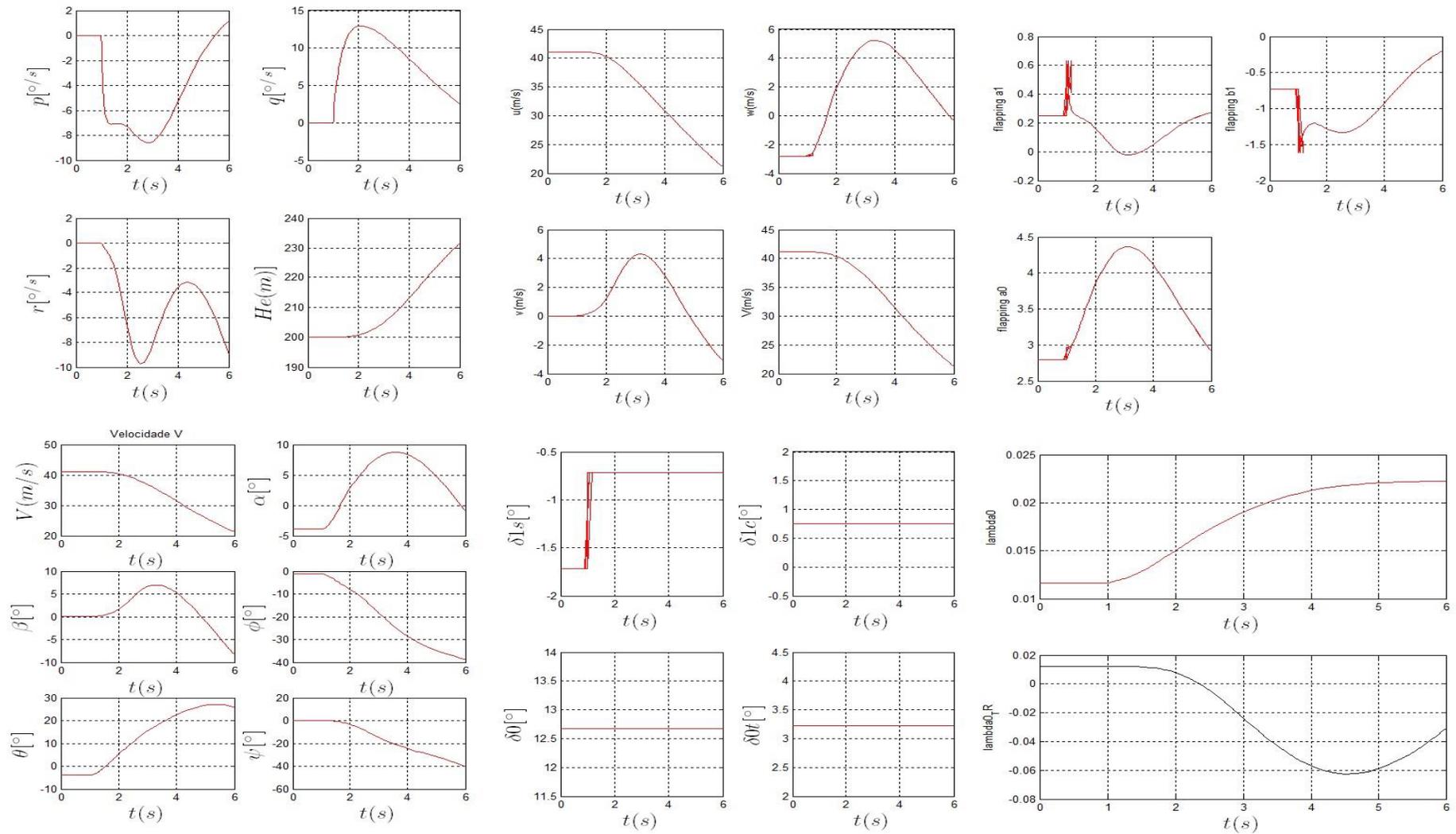


Figura 4.12 - Comando *Step* no Cíclico Longitudinal com 1° da aeronave analisada.

A segunda simulação teve como objetivo a atitude lateral. Assim, a aeronave foi colocada em uma atitude de voo com velocidade de 41.155m/s (80kt) a uma altitude de 200m (656,167ft) com comando *Step* de 1° no Cíclico Longitudinal. A Figura 4.13 ilustra este comando.

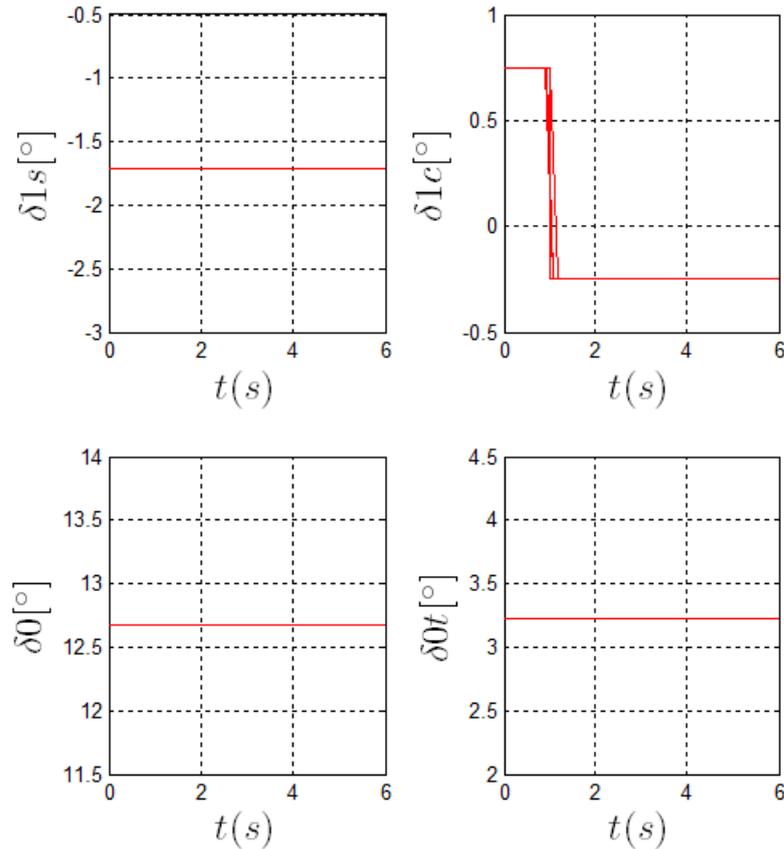


Figura 4.13 - Comando *Step* no Cíclico Lateral com 1° na aeronave analisada.

Assim como na simulação anterior, Padfield (2007) demonstra quatro resultados sendo eles as curvas de arfagem (p) e rolagem (q) bem como os ângulos de Euler dos mesmos θ , ϕ . A Figura 4.14 mostra a comparação desta simulação entre a aeronave analisada e os resultados obtidos por Padfield (2007). A curva obtida por Padfield (2007) a ser comparada será a *Lateral Cyclic Step* (LCS), com linhas contínuas.

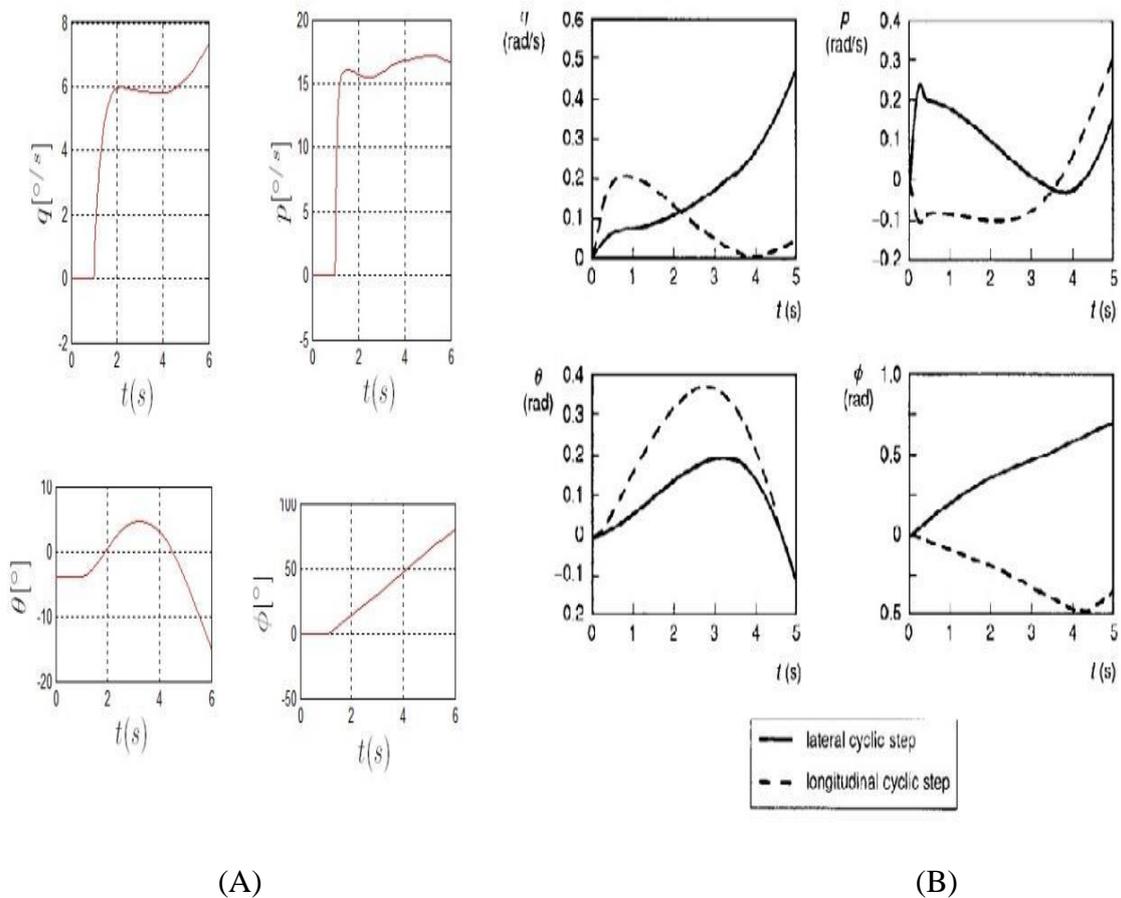


Figura 4.14 - Comando *Step* no Cíclico Lateral com 1° . (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007).

Novamente os resultados foram muito bons. As velocidades rotacionais de arfagem (q) e de rolamento (p), tomaram as mesmas direções, sendo elas, “nariz” da aeronave para cima ou arfagem positiva, e rolamento a direita ou rolamento positivo, sendo confirmados com os ângulos de Euler θ e ϕ . Ocorre um pequeno atraso na simulação do AS355-F2, podendo ser observado com maior clareza no gráfico do ângulo de Euler ϕ , este ocorre pelo atraso na aplicação do comando Cíclico Lateral, após 1.2s.

Na Figura 4.15 é possível observar nas curvas da velocidade translacional u , v e w o movimento feito pela aeronave. Na curva da velocidade no eixo v é possível identificar um aumento na velocidade neste eixo, que em conjunto com a taxa de rolamento (p) demonstra a atitude de rolagem direita com deslocamento. Porém, aqui cabe alguma divergência, ao identificar que ocorreu derrapagem (β), também a direita, com uma forte guinada, ângulo de Euler (ψ) e na Figura 4.16 a taxa de guinada (r), combinado com a perda de altitude (H_e) e o aumento da velocidade (V), este movimento após 4s identifica-se como um Espiral.

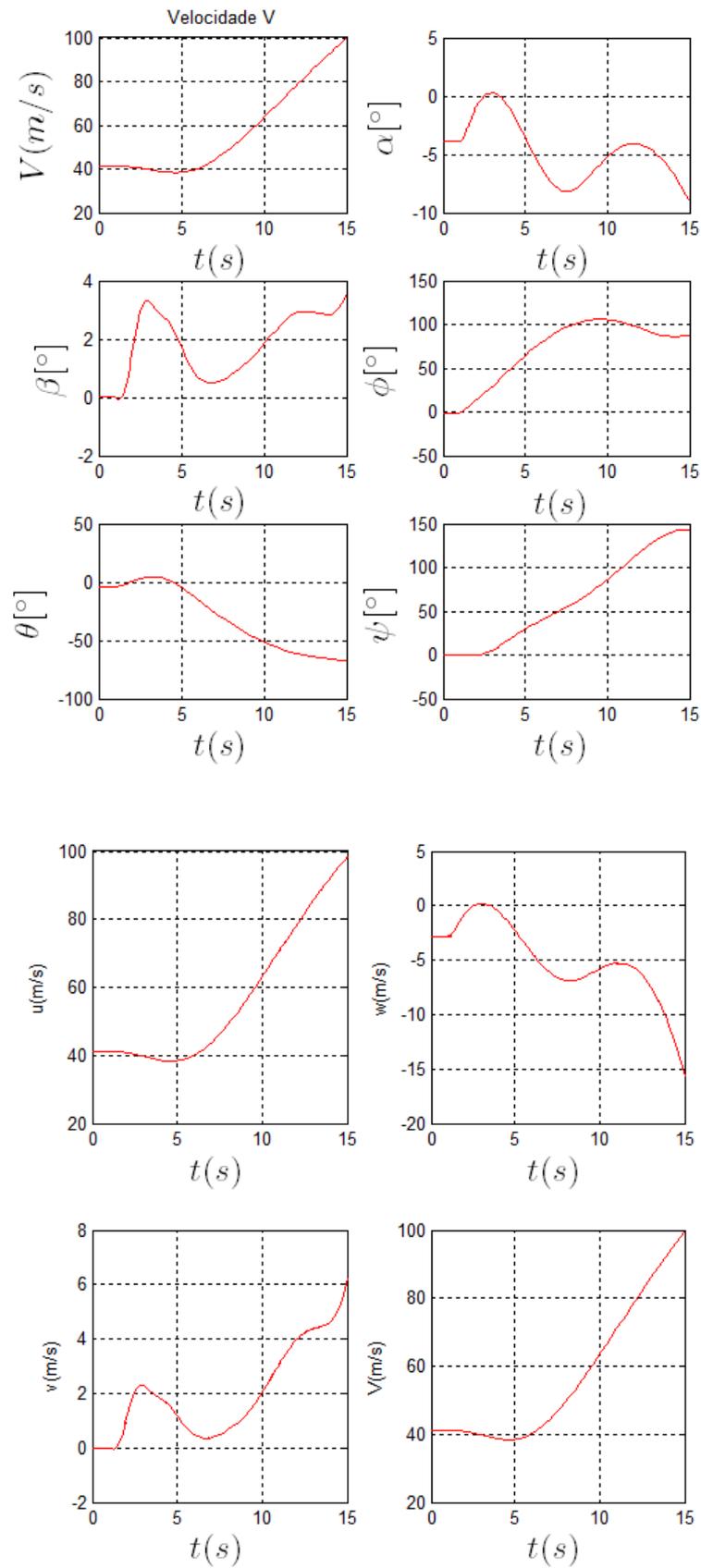


Figura 4.15 - Comando *Step* no Cíclico Lateral com 1° da aeronave analisada.

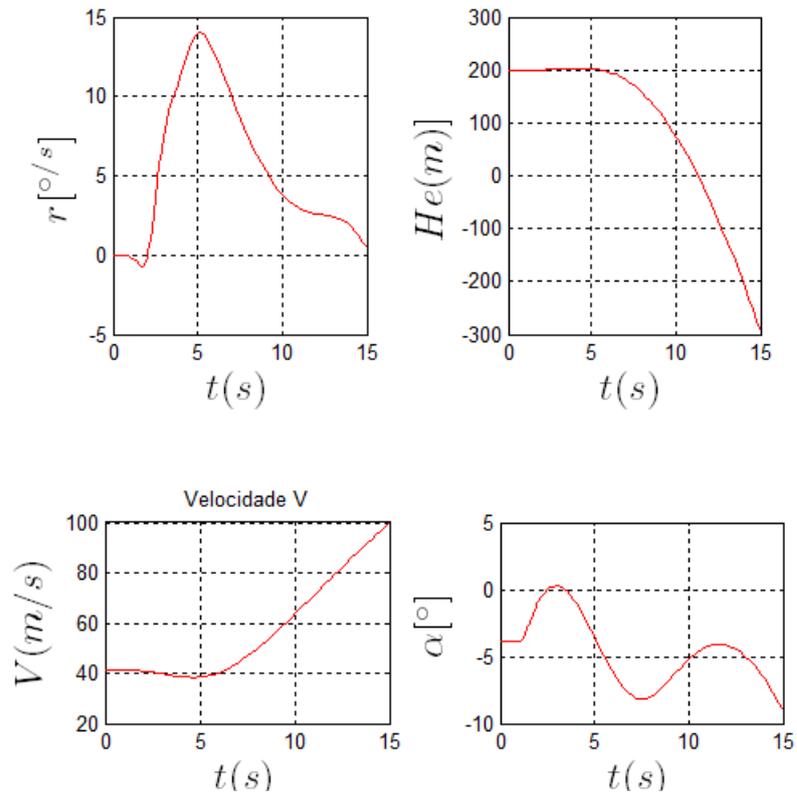


Figura 4.16 Comando *Step* no Cíclico Lateral com 1° da aeronave analisada.

A Figura 4.17 a seguir ilustra o resultado final desta simulação.

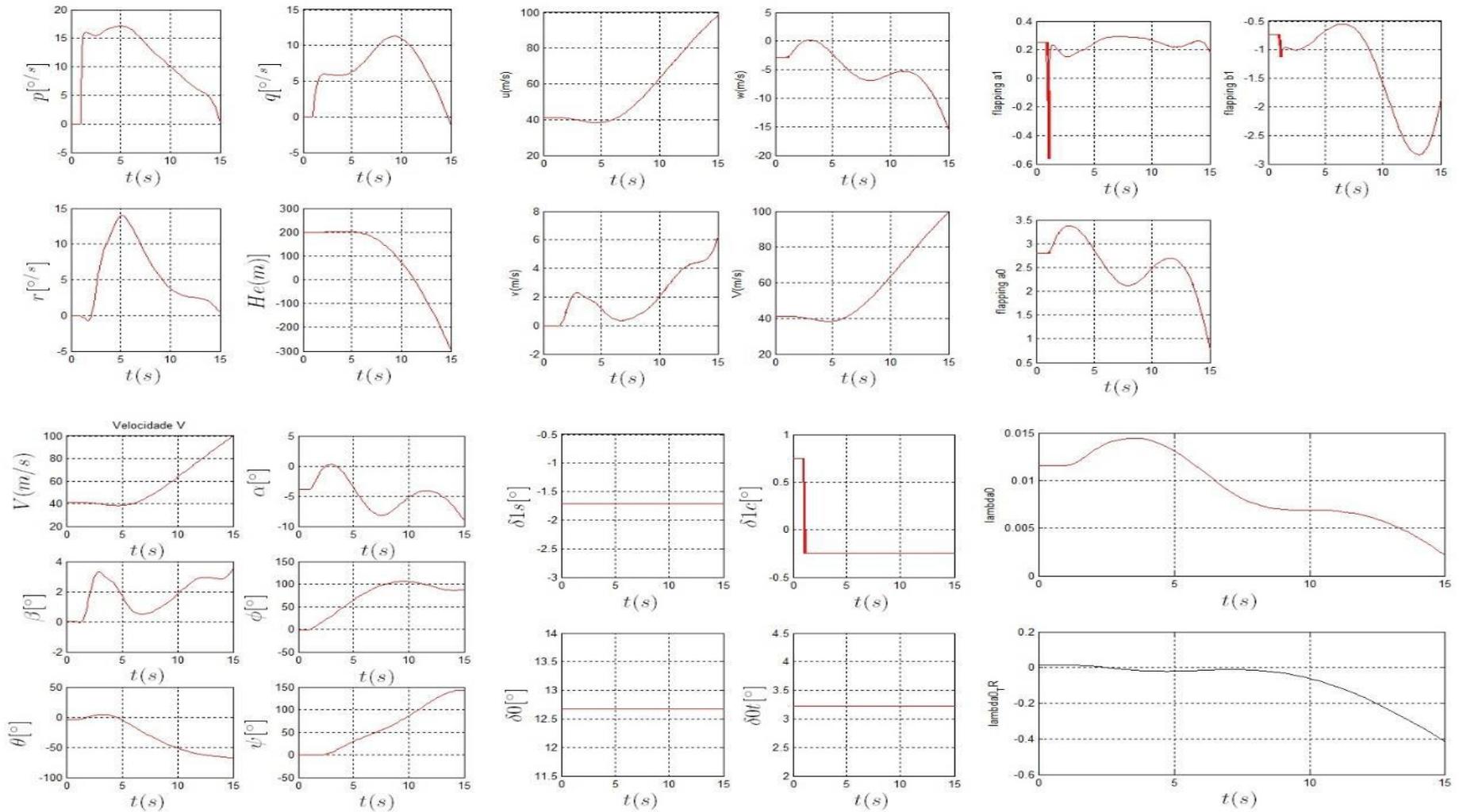


Figura 4.17 - Comando Step no Cíclico Lateral com 1° da aeronave analisada.

A terceira e última simulação realizada foi o avanço coletivo. Desta forma, colocou-se a aeronave em uma atitude de voo com velocidade de 61,733m/s (120kt) e um altitude de 200m (656,167ft), com comando *Step* de 1° no comando coletivo. A Figura 4.18 mostra este comando.

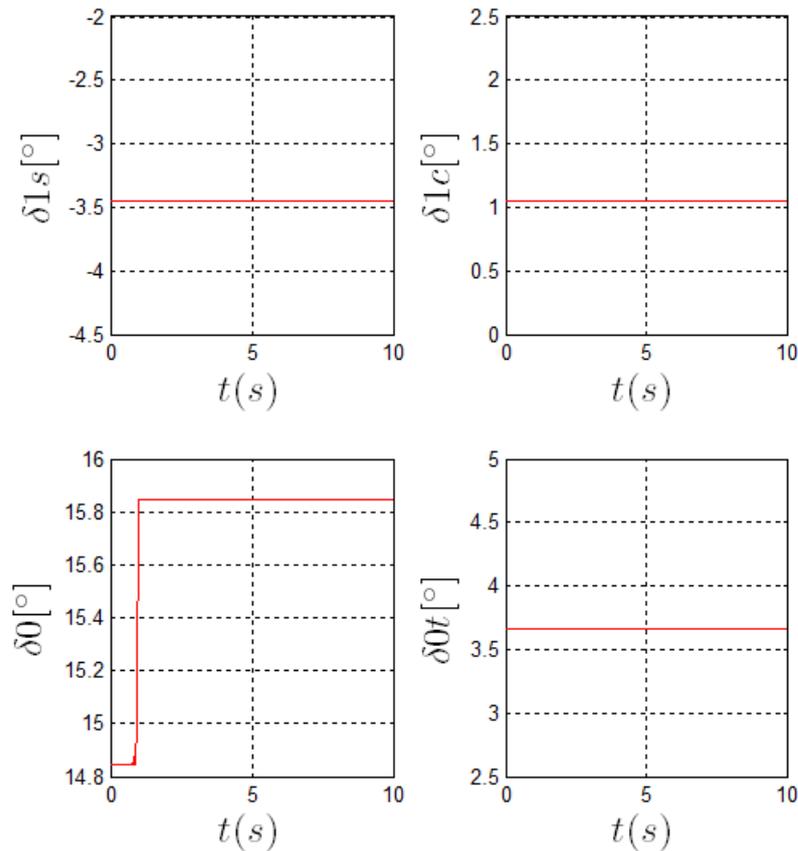
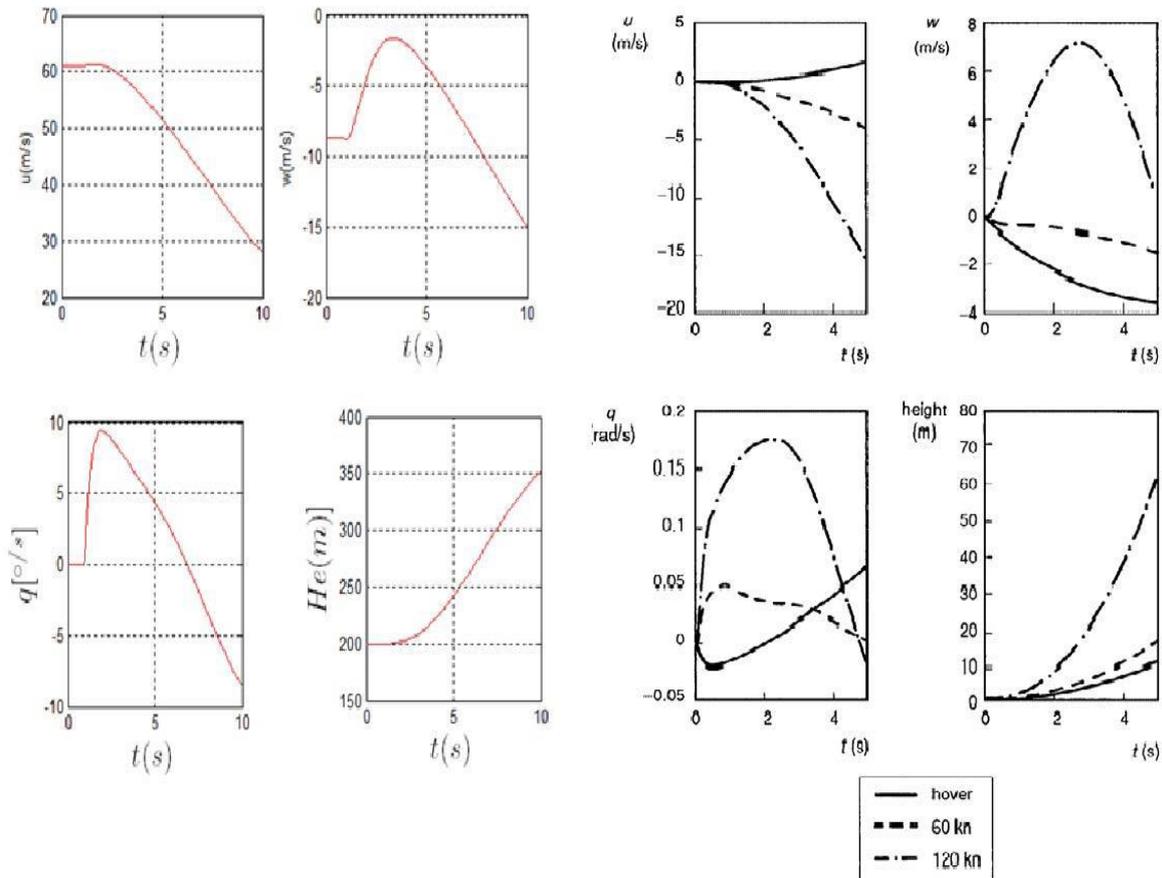


Figura 4.18 Comando *Step* no Coletivo com 1° da aeronave avaliada.

Desta vez, Padfield (2007) demonstra as curvas das velocidades translacionais u e w e as curvas de arfagem (p) e da altitude (H_e). A Figura 4.19 mostra a comparação desta simulação entre a aeronave analisada e os resultados obtidos por Padfield (2007), onde a curva do gráfico do Padfield (2007) a ser comparada será a da linha ponto, na qual, simulou-se com uma velocidade de 120kt.



(A)

(B)

Figura 4.19 - Comando *Step* no Coletivo com 1° . (A): Aeronave analisada neste trabalho, (B): resultado obtido por Padfield (2007).

Observa-se que o batimento total ($\text{Flapping } a_0$) e o *Inflow* ($\text{Lambda } a_0$) aumentaram consideravelmente, indicando o aumento de potência com o salto do coletivo, no qual elevou-se a altitude de 200m para 350m, podendo ser confirmado com a curva da velocidade translacional (w), onde este é positiva, indicando que a aeronave subiu.

Outro dado, no qual pode confirmar esta manobra é taxa do ângulo de ataque total (α) que aumentou até próximo dos 3.5s e o ângulo de Euler θ que indicou que a aeronave estava tendo o movimento de arfagem para cima, por consequência a velocidade (V) caiu. A Figura 4.20, mostra estes comportamentos e a Figura 4.21 o resultado final desta simulação.

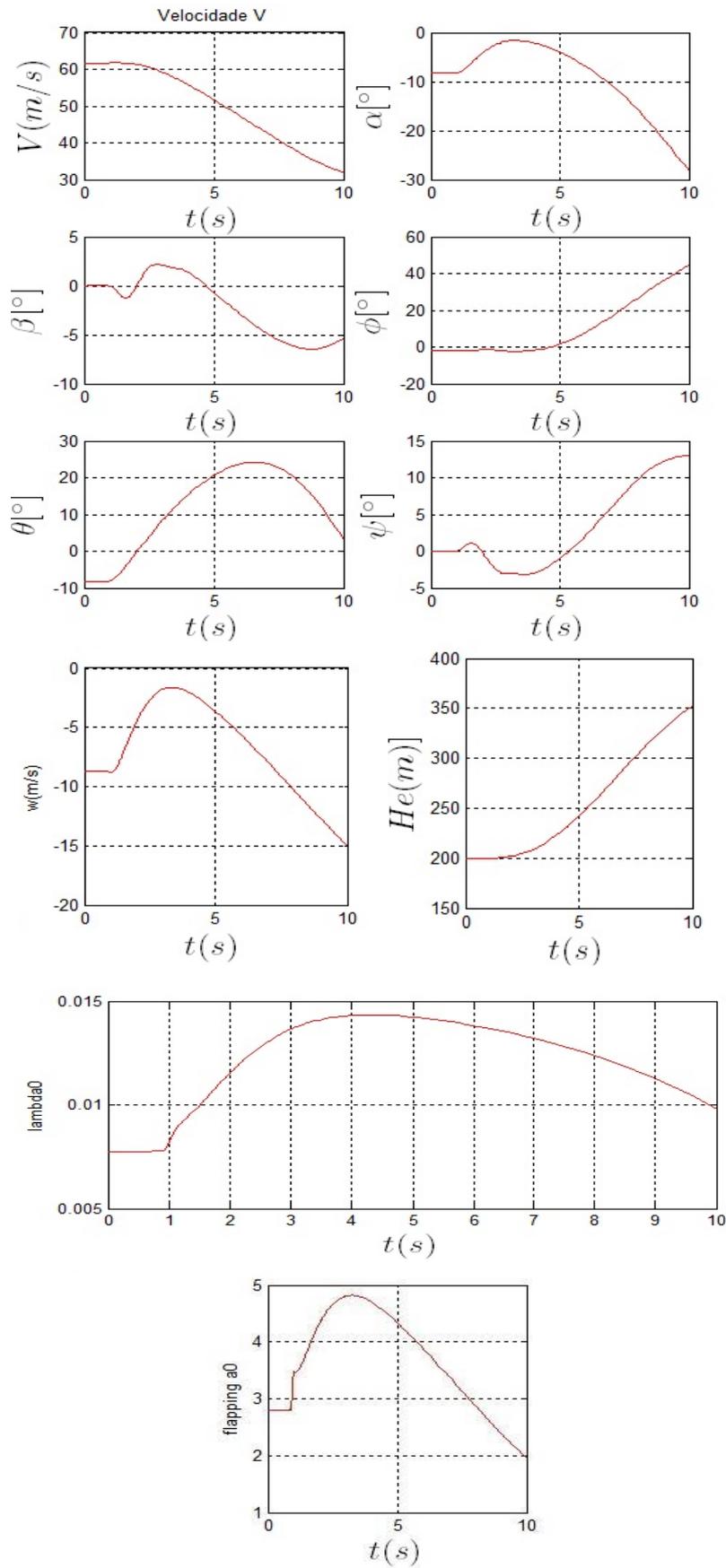


Figura 4.20 - Comando *Step* no Coletivo com 1° da aeronave analisada.

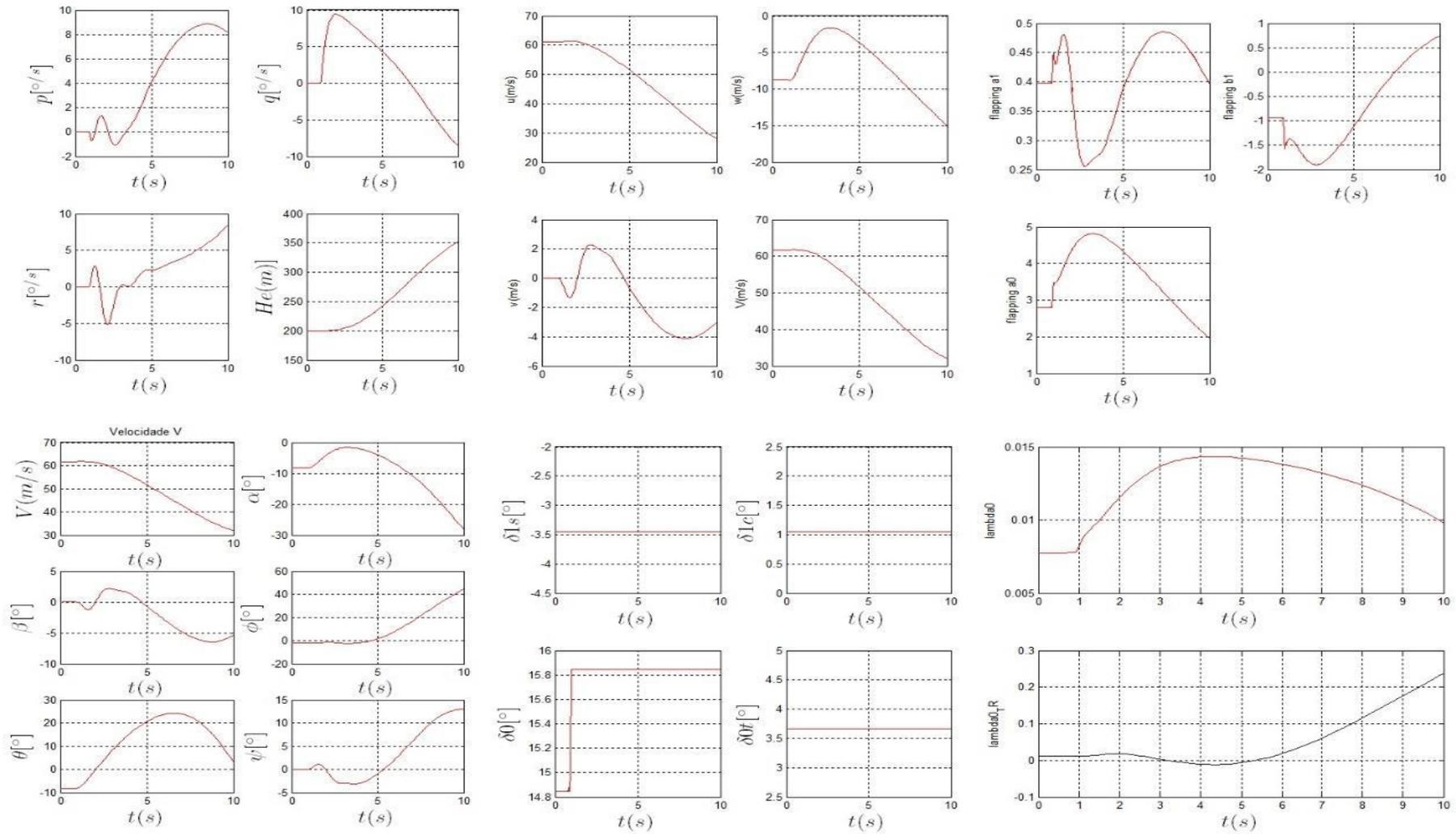


Figura 4.21 Comando *Step* no Coletivo com 1° da aeronave analisada.

Capítulo 5

CONCLUSÕES E TRABALHOS FUTUROS

Devido ao avanço das novas tecnologias, produção e comercialização de novas aeronaves cada vez mais custosas e complexas, é de vital importância o emprego das ferramentas de simulação e treinamento de voo a fim de aumentar a segurança das operações por meio de treinamento de seus tripulantes, análise de sistemas e aprimoramento de novos projetos. Estas são algumas das muitas aplicações de um simulador de voo que a cada dia vem sendo motivo de desenvolvimento e estudo nas grandes corporações e foi alvo deste trabalho de pesquisa.

Os objetivos do trabalho foram: *i)* compreender a dinâmica de voo de aeronaves de asas rotativas, *ii)* avaliar o modelo não linear que representa esta dinâmica de voo, *iii)* implementar os dados do helicóptero avaliado em um código computacional de simulação. Logo, foi feito um estudo como forma de analisar o comportamento dinâmico da aeronave em estudo.

Inicialmente foi apresentado um estudo acerca da aerodinâmica básica de sustentação do helicóptero, as estruturas de comando de voo e a modelagem dinâmica não linear do mesmo. Em seguida, utilizaram-se as equações do movimento, retiradas do trabalho de Padfield (2007), nas quais foi utilizada a teoria de perturbação, ou seja: a análise é feita no rotor principal e a fuselagem considerada como um corpo rígido.

Foram feitas comparações, em termos de simulações numéricas, com o helicóptero BO105-S123 uma vez que este possui características similares ao helicóptero analisado neste trabalho.

Cabe salientar que a aeronave BO105-S123 é um helicóptero com estudos já realizados na literatura especializada.

Os resultados obtidos permitiram um estudo acerca da simulação dinâmica e do comportamento em voo do helicóptero avaliado o que servirá de base inicial para trabalhos futuros neste tema tão importante.

Cabe salientar que o projeto do simulador proposto ainda não está plenamente desenvolvido e novos trabalhos deverão ser realizados destacando-se:

- desenvolvimento de outros módulos do simulador, como, por exemplo, modelos atmosféricos;
- análises das sensibilidades das derivadas de estabilidade e controle em outras condições do envelope de voo bem como variações no peso, na posição do centro de gravidade, mudança na altitude – densidade, dentre outras;
- utilizar os modos flexíveis de avanço-recuo das pás e aprimorar os efeitos do *inflow*;
- finalizar o simulador integrando a parte computacional e visual e dos atuadores de movimento;

Analisar e aprimorar a qualidade de voo da aeronave analisada.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABRAPHE, (2016). **Associação Brasileira de Pilotos de Helicóptero**. www.abraphe.org.br. 04/02/2016.

AERO MAGAZINE, (2012). **Helibras inaugura linha de montagem e anuncia helicóptero brasileiro**. www.aeromagazine.uol.com.br. 04/02/2016.

AHS, (2016). **American Helicopter Society**. www.ahs.com. 17/02/2016.

AIRBUS HELICOPTER, (2016). **AS355-F2 Esquilo**. www.airbushelicopters.com. 22/03/2016.

AIRLINE ROUTE MAPPER, (2015). **Word Airline Route**. www.airlineroutemaps.com. 03/02/2016.

AIAA, (2016). **American Institute of Aeronautics and Astronautics**. www.aiaa.org. 17/02/2016.

ANAC, (2016). **Agencia Nacional de Aviação Civil**. www.anac.gov.br. 04/02/2016.

ANDREW, P., (2012). **Helicopter CEOs: Collaboration, Affordability Keys to Future Success**. Rotor & Wing.

ASN, (2015). **Airliner Accident Statistics 2015**. www.aviation-safety.net. 17/02/2016.

ASSIS, A. K. T., (2008). **Arquimedes, o Centro de Gravidade e a Lei da Alavanca**. Editora: Livraria da Física.

BATE, R. R.; Mueller, D.D.; White, J. E., (1971). **Fundamentals of Astrodynamics**. Dover Publications. INC NEW YORK.

BRAMWELL, A. R. S.; DONE, G. T.S.; BALMFORD, D., (2001). **Helicopter Dynamics**. 2ª edição. Publisher: AIAA – American Institute of Aeronautics & Ast.

CAPRA, F., (2008). **A ciência de Leonardo da Vinci**. Editora: Cultrix.

CASAGRANDE, V., (2012). **As Mudanças na Instrução Aeronáutica**. Aero Magazine. www.aeromagazine.uol.com.br. 10/02/2016.

- CHAUVEAU, S., (2010). **Leonardo da Vinci – Biografia**. Editora: L&PM Editores.
- COLLINS, M., (2003). **Airborne**. Editora: National Geographic.
- COOKE, A. K.; FITZPATRICK, E. W. H., (2002). **Helicopter test and evaluation**. Reston: AIAA Education Series.
- CORNU, P.; CLÉRY, A., (1908). **L’Helicoptane**.
- COSTA, F. H. D., (1990). **Santos –Dummont – História e Iconografia**. Editora: Incaer Villa Rica.
- CRUZ, R. V., (2009). **Desenvolvimento de um modelo dinâmico para simuladores de Helicópteros**. ITA, São José dos Campos – SP.
- DEFESA AÉREA & NAVAL, (2012). **Simulador Esquilo Fennec CIAvEx**. www.defesaaereanaval.com.br. 07/02/2016.
- DIXON_ENGEL, T.; JACKSON, M., (2007). **The Wriht Brothers**. Editora: Sterling USA.
- D’AMECOURT, V. G. P., (1863). **La Conquête de L’air Par L’helice; Exposé d’un nouveau système d’aviation, par le yte de Ponton d’Amécourt**. Editora: Reprint the collections of the University of California Libraries.
- DUARTE, R., (2015). **Como manter segura sua aeronave**. Aero Magazine. www.aeromagazine.uol.com.br. 08/02/2016.
- ERNIE, S., (2012). **Top Rotorcraft Engineers Meet at AHS Forum**. Rotor & Wing.
- ETKIN, B.; REID, L. D., (1972). **Dynamic of atmospheric flight**. Editora: John Wiley and Sons Autralia, Limited..
- ETKIN, B.; REID, L. D., (1996). **Dynamic of flight: stability and control**. 3ª edição. Editora: John Wiley and Sons Autralia, Limited.
- FAA - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, (1994). **AC120-63: Helicopter Simulator Qualification**. Washington, DC.
- FAA - FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, (2012). **Helicopter Flying Handbook. Flight Standards Service**. Washington, DC.
- FIRMINO, F. L., (2008). **Simulação e Controle de um Helicóptero a Partir de Modelos Linearizados em Sete Pontos de Operação**. Rio de Janeiro – RJ.
- GALENTE, S., (2013). **Simuladores para Helicópteros**. Aero Magazine. www.aeromagazine.uol.com.br. 07/02/2016.
- GENIOS DA CIÊNCIA, (2007). **L’helicoptère: Une invention prometteuse au XIXe Siècle**. n°31.
- GOMES, V. A., (2002). **Dissimetria Lateral de Sustentação – Versão Completa**. Aerotecnologia LTDA - Especializada em Helicópteros.

- HEFFLEY, R. K. et al., (1979). **A compilation and Analysis of Helicopter Handling Qualities data Volume One: data compilation.** Washington, DC: NASA.
- HOMA, J. M., (2004). **Aerodinâmica e Teoria de Voo**, 22ª edição.
- HOUGHTON, E. L.; CARPENTER, P. W., (2003). **Aerodynamics for Engineering Students.** 1º edição. Professor of Mechanical Engineering. The University of Warwick.
- IATA, (2015). **World Air Transport Statistics.** www.iata.org. 02/02/2016.
- IST - Instituto Superior Técnico, (2016). **História do helicóptero.** Centro de Ciência e Tecnologias Aeronáuticas e Espaciais. Lisboa.
- IST, (2016). **Instituto Superior Técnico.** Centro de Ciência e Tecnologias Aeronáuticas e Espaciais. Lisboa.
- JARRET, P., (2003). **Modern Air Transport: Worldwide Air Transport from 1945 to the Present.** Putnam History of Aircraft, Hardcover.
- JOHNSON, W., (1980). **Helicopter Theory.** Princeton: Princeton Univ. Press, pag. 768-872.
- LEE, A. T., (2005). **Flight Simulation: Virtual Environments in Aviation.** Editora: Ashgate Publishing Company.
- MATLAB & SIMULINK ®., (2007). **The language of technical computing, Version 7.0.** Release14, Natick: The MathWorks Inc.
- MCLEAN, D., (1990). **Automatic flight control systems.** New York: Prentice Hall, pag. 127-150.
- MILLER, F. P.; VANDOME, A. F.; JOHN, McB., (2001). **Sikorsky Ilya Muromets.** Editora VDM Publishing.
- NASA, (2009). **What is Lift?** Glenn Research Center.
- OLIVEIRA, A. V. M. D. O., (2009). **Transporte Aéreo: Economia e Políticas Públicas.** 1ª edição. Editora Pezco Editora & Desenvolvimento.
- ORTHOFF, S., (1997). **Sonhando Santos-Dumont.** Editora: Salamandra.
- PADFIELD, G. D., (1989). **Applications of system identification in rotorcraft flight dynamics Vertica.** v. 13,n. 3, pag. 207-412.
- PADFIELD, G. D., (2007). **Helicopter flight dynamics: the theory and applications of flying qualities and simulation modeling.** Reston: AIAA Educations Series. 1996.
- PASSFIELD. J., (2006). **Inside the Wright Brothers.** Editora: Authorhouse.
- POSTIGO. J. A., (2016). **Juan de la Cierva y Codorniú.** Academia de Ciencias de la Región de Murcia.
- PROUTY, R. W., (2005). **Helicopter performance, stability and control.** Malabar: Krieger, pag. 443-637, 1986. 1995.

RODRIGUES, L.E. M. J., (2016). **Introdução ao Projeto de Aeronaves, Estabilidade Lateral – Direcional Dinâmica**. Instituto Federal de Educação, Ciência e Tecnologia. São Paulo.

SÉRVULO, P.; SABA, N., (2016). **Apostila de Helicóptero. Teoria de Voo**.

SOUSA, M. S.; RAMOS, A. C. B.; COIMBRA, R. F. D. F.; JORGE, A. B.; CUNHA JR, S. S., (2014). **Implementação de um código de simulação numérica da dinâmica de Voo**. FAPEMIG – Fundação de Amparo à Pesquisa de Minas Gerais.

STENGEL, R.F., (2004). **Flight Dynamics**. Editora Princeton University Press.

VASIGH, B.; FLEMING, K.; TACKER, T., (2013). **Introduction to Air Transport Economics: From Theory to Applications**. 2ª edição.

VIEIRA, B.; SERAPIÃO, A. C., (2013). **Aerodinâmica de Helicópteros**. Editora Rio.

WINTERS, N., (2000). **O Homem Voa! A vida de Santos-Dummont o Conquistador do Ar**. Editora: Dba.

Apêndice A

CÓDIGO NUMÉRICO DO AS355 –F2 ESQUILO

Neste capítulo será apresentado o código numérico do simulador do helicóptero As355-F2 Esquilo, desenvolvido utilizando um programa computacional de engenharia. O código utilizado é complexo, passando de 1600 linhas e segue as equações de Padfield (2007) demonstradas aqui na sessão 2.3.1. Sua estrutura está dividida em duas funções, a principal e a secundária. A principal, é a estrutura do código, onde se tem todo o processo para gerar o resultado da simulação, composta pela Inicialização, Condições Iniciais, Condições de equilíbrio, Dinâmica e Plotagem de Gráficos. Já a segunda função, responsável pelo cálculo das forças e momentos é “chamada” no código principal conforme necessidade de calcular os parâmetros.

Primeiro é colocado as variáveis globais onde serão reconhecidas em todo o código. Variáveis do tipo, massa, forças, momentos, coeficientes, ângulos, número de rotor, variáveis de *inflow*, batimento torque, entre outros. Na inicialização, fica registrado todos os possíveis dados coletados do As355-F2 Esquilo. Estes dados foram retirados da tese do Cruz (2009).

No código da condição inicial estão contidos os dados, como o próprio nome diz, da condição inicial da atitude de voo da aeronave. São elas, a velocidade de voo do helicóptero em m/s, a altitude em que se encontra a aeronave, dado em m, e se este está sofrendo alguma influência do

vento relativo, como por exemplo se este vento esta com rajada diagonal na aeronave fazendo com que sua atitude seja de derrapagem ou se este é lateral com atitude de guinada dados em $^{\circ}$ e $^{\circ}/s$ respectivamente, por fim, a razão de subida e descida da aeronave em ft/min.

Com todos os dados inserido, o primeiro passo é estabelecer a condição de equilíbrio da aeronave. Primeiro acha-se as condições que tornam as derivadas das equações de $\dot{\alpha}$, \dot{V} , $\dot{\beta}$, \dot{q} , \dot{r} e $\dot{H} = 0$. Acha-se α , ϕ , θ , δ_0 , δ_{1c} e δ_{0t} . Depois resolve-se as equações da derivada de Inflow=0. Acha-se Inflow. Repete-se as iterações até convergência. Com isso esta rotina pode finalmente estabelecer a condição de equilíbrio da aeronave.

Os resultados, portanto, são plotados em conjuntos de gráficos como por exemplo, o mostrado na Figura A.1 a seguir.

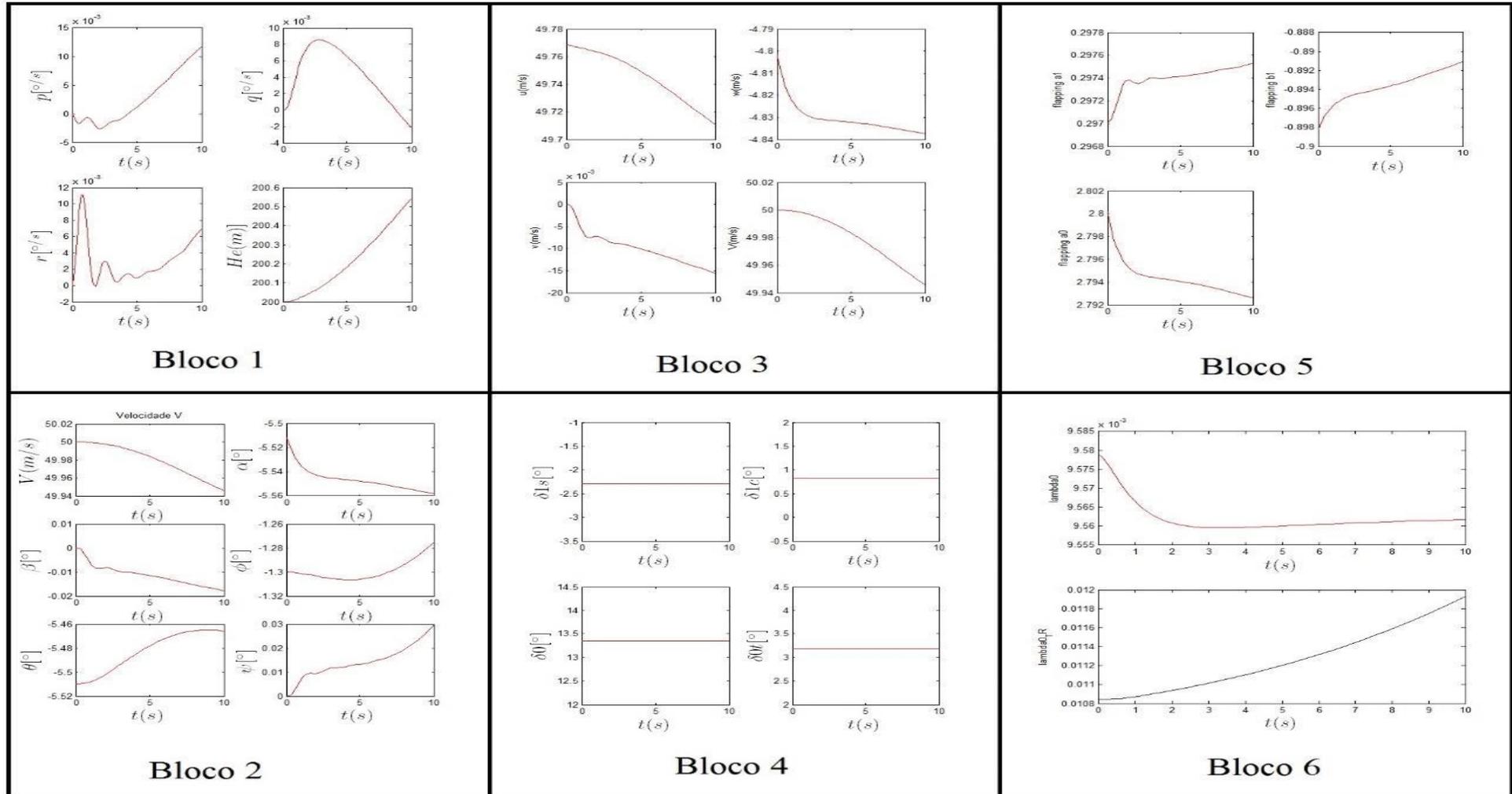


Figura A.1 - Resultado Gráfico da simulação em voo de cruzeiro a velocidade de 50 m/s e altitude de 200 m.

Bloco 1 estão representados os gráficos da variação da velocidade de rotação p , q e r e a altitude.

Bloco 2 estão representados na primeira coluna a velocidade da aeronave, o ângulo de derrapagem β e o ângulo de Euler θ indicando a atitude de arfagem da aeronave. Na segunda coluna o ângulo de ataque total α e os ângulos de Euler ϕ e ψ indicando a atitude de rolamento e guinada da aeronave respectivamente.

Bloco 3 estão representadas as variações da velocidade translacional u , v e w e novamente o gráfico da velocidade.

Bloco 4 estão os comandos do piloto, sendo δ_{1s} o comando Longitudinal Cíclico (Arfagem), δ_{1c} o comando Lateral Cíclico (Rolamento), δ_0 o comando de Coletivo e δ_{0r} o comando Pedal (Guinada).

Bloco 5 na primeira linha tem os batimentos longitudinal (flaping a1) e lateral (flaping b1) e na segunda linha o batimento total (flaping a0).

No bloco 6 estão os dados de *Inflow* do rotor principal e de calda (λ_{00} e λ_{0Tr} respectivamente).

O código secundário por sua vez é onde estão contidos os cálculos das forças e momentos nos eixos x, y e z. Os cálculos de batimento longitudinal, lateral e total, *Inflow* do rotor principal e rotor de calda estão na rotina principal.

Apêndice B

MODELO DE HELICÓPTERO ANALISADO E DO MODELO DE COMPARAÇÃO: BO105-S123

Como comentado no Capítulo 1, há uma grande motivação para o desenvolvimento de um simulador para o As355-F2 Esquilo. Este trabalho, portanto, contribui com outro simulador desta aeronave. Logo interessante saber suas características básicas e os dados consultados e aplicados aqui para a simulação.

O As355-F2 Esquilo é uma aeronave leve bimotora, originalmente fabricada pelo Eurocopter, agora parte do grupo Airbus Helicopters. O desenvolvimento desta aeronave iniciou em 1970, com a intenção de substituir o Alouette II, sendo que seu primeiro voo foi realizado 4 anos mais tarde em 27 de junho de 1974 (AIRBUS HELICOPTERS, 2016). Uma versão bimotora, conhecida como Esquilo 2, ou gêmeo, foi desenvolvida e seu primeiro voo foi realizado em 28 de setembro de 1979. Apesar da introdução de novas aeronaves pela Eurocopter, como por exemplo o Ec130, a produção do As350 (versão monomotora), As355 e as versões militares As550 e As555 Fennec permanecem muito forte, devido à baixa manutenção e versatilidade desta aeronave. Destaca-se aqui que ambas as aeronaves, mono ou bi motora, civil ou militar, são fabricadas sob licença pela Helibrás, na cidade de Itajubá – MG. As missões que o Esquilo pode operar são: Transporte de passageiros, Serviço de emergência médica, missões policiais, Offshore e de transporte corporativo.

A Figura B.1 ilustra as Dimensões Básicas do As355-F2 Esquilo. Os dados utilizados nesse trabalho foram consultados na tese de doutorado do Cruz (2009), no qual fez experimentos e simulações em várias atitudes de voo, com objetivo de colher dados, através de sensores, de momentos e forças da aeronave a serem utilizados em simuladores e por fim no Livro do Raymond W. Prouty, “Helicopter Performance, Stability, and Control”, com a Tabela B.1.

Tabela B.1. Dados do As355-F2 Esquilo.

| | | | | | |
|----------------|-------------------------|-----------|------------------------|-------------------|-------------|
| a_0 | 6,11/rad | I_{zz} | 3304 kg m ² | X_{cg} | - |
| a_{0T} | 5,7/rad | K_β | - | δ_0 | 0,0074 |
| α_{tp0} | 0,0698 rad | l_{fn} | 5,416 m | δ_2 | 38,66 |
| β_{fn0} | -0,0812 rad | l_{tp} | 4,548 m | δ_3 | - |
| c | 0,3 m | l_T | 6,00965 m | δ_{T0} | - |
| g_T | - | M_a | 2250 kg | δ_{T2} | - |
| h_R | - | N_b | 3 | - | - |
| h_T | - | R | 5,345 m | γ | - |
| I_β | 231,7 kg m ² | R_T | 0,930 m ² | γ_s | 0,0524 rad |
| I_{xx} | 652 kg m ² | S_{fn} | 0,805 m ² | λ_β^2 | - |
| I_{xz} | 19,3 kg m ² | S_{tp} | 0,803 m ² | θ_{tw} | -0,1396 rad |
| I_{yy} | 3863 kg m ² | S_t | - | Ω_{idle} | 40,84 rad/s |

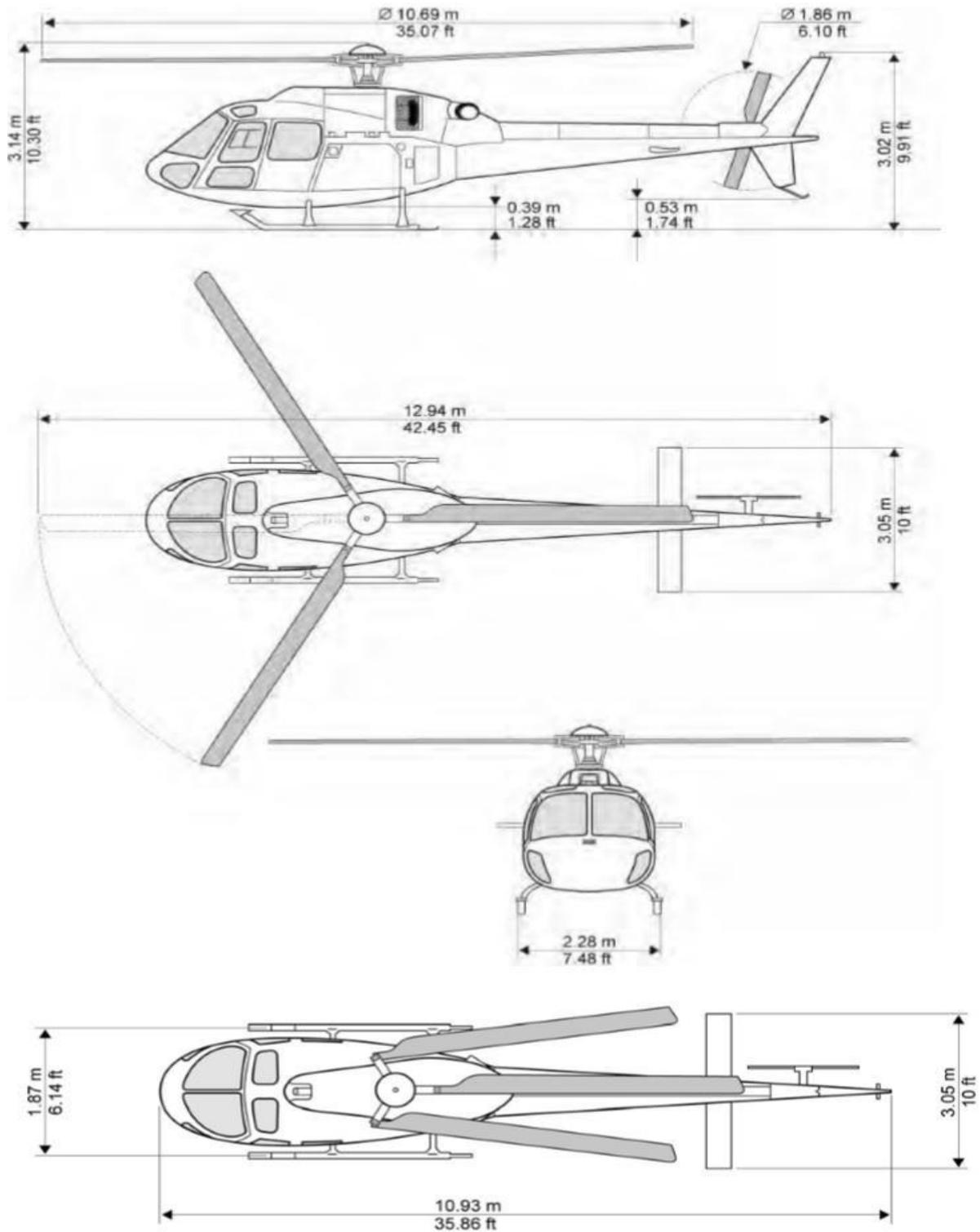


Figura B.1 - Dimensões Básicas do As355-F2 Esquilo (CRUZ, 2009).

Na Tabela B.2 e B.3 a seguir, demonstra o resultado do Cruz (2009) e foram utilizadas para os Cálculos de Força e Momento.

Tabela B.2. Derivadas de Estabilidade do AS355-F2 Esquilo (CRUZ, 2009).

| <i>Derivadas de Estabilidade</i> | <i>Valor Identificado</i> |
|----------------------------------|---------------------------|
| X_u em [1/s] | -0.1495 |
| y_u em [1/s] | -3.3813 |
| Z_u em [1/s] | -0.9061 |
| L'_u em [rad/m.s] | -0.1356 |
| M_u em [rad/m.s] | 0.1335 |
| N'_u em [rad/m.s] | -0.025 |
| X_v em [1/s] | 0.0818 |
| y_v em [1/s] | -0.2218 |
| Z_v em [1/s] | -0.1338 |
| L'_v em [rad/m.s] | -0.0508 |
| M_v em [rad/m.s] | 0.0038 |
| N'_v em [rad/m.s] | 0.0442 |
| X_w em [1/s] | 0.1173 |
| y_w em [1/s] | 0.8711 |
| Z_w em [1/s] | 0.4057 |
| L'_w em [rad/m.s] | 0.0379 |
| M_w em [rad/m.s] | -0.0812 |
| N'_w em [rad/m.s] | 0.0188 |
| X_p em [m/s.rad] | 7.1374 |

| | |
|--------------------|---------|
| Y_p em [m/s.rad] | -0.8151 |
| Z_p em [m/s.rad] | 6.06 |
| L'_p em [1/s] | -2.6332 |
| M_p em [1/s] | -0.1946 |
| N'_p em [1/s] | -0.6053 |
| X_q em [m/s.rad] | 2.6031 |
| Y_q em [m/s.rad] | 0.9261 |
| Z_q em [m/s.rad] | 8.6978 |
| L'_q em [1/s] | 0.5898 |
| M_q em [1/s] | -3.0734 |
| N'_q em [1/s] | 0.6118 |
| X_r em [m/s.rad] | 2.3649 |
| Y_r em [m/s.rad] | -1.6897 |
| Z_r em [m/s.rad] | 7.1931 |
| L'_r em [1/s] | 0.2696 |
| M_r em [1/s] | -0.9387 |
| N'_r em [1/s] | -1.2201 |

Tabela B.3. Derivadas de Controle do AS355-F2 Esquilo (CRUZ, 2009).

| <i>Derivadas de Controle</i> | <i>Valor Identificado</i> |
|---|---------------------------|
| X_{δ_C} em [m/s ² .cm] | 0.4582 |
| Y_{δ_C} em [m/s ² .cm] | -8.4282 |
| Z_{δ_C} em [m/s ² .cm] | 0.4582 |
| L'_{δ_C} em [rad/s ² .cm] | -0.3824 |
| M_{δ_C} em [rad/s ² .cm] | 0.1579 |
| N'_{δ_C} em [rad/s ² .cm] | -0.8907 |
| X_{δ_B} em [m/s ² .cm] | 0.2450 |
| Y_{δ_B} em [m/s ² .cm] | 1.1003 |
| Z_{δ_B} em [m/s ² .cm] | -2.3090 |
| L'_{δ_B} em [rad/s ² .cm] | -0.1526 |
| M_{δ_B} em [rad/s ² .cm] | 0.3456 |
| N'_{δ_B} em [rad/s ² .cm] | -0.1502 |
| X_{δ_A} em [m/s ² .cm] | -0.6233 |
| Y_{δ_A} em [m/s ² .cm] | 0.858 |
| Z_{δ_A} em [m/s ² .cm] | -2.0854 |
| L'_{δ_A} em [rad/s ² .cm] | 0.4121 |
| M_{δ_A} em [rad/s ² .cm] | 0.1442 |

| | |
|---|----------|
| N'_{δ_A} em [rad/s ² .cm] | 0.0674 |
| X_{δ_P} em [m/s ² .cm] | 0.1489 |
| Y_{δ_P} em [m/s ² .cm] | -0.08089 |
| Z_{δ_P} em [m/s ² .cm] | -1.7667 |
| L'_{δ_P} em [rad/s ² .cm] | -0.0216 |
| M_{δ_P} em [rad/s ² .cm] | 0.0508 |
| N'_{δ_P} em [rad/s ² .cm] | 0.2821 |

Como efeito de comparação para os resultados das simulações deste trabalho foi pesquisado na literatura as características de helicópteros no qual se assemelhasse ao As355-F2 Esquilo.

Dito isso a aeronave escolhida foi o Bo105-S123. Esta se assemelha com o Esquilo em relação a sua categoria de aeronaves leves, com peso máximo de decolagem aproximado de 2600kg, número máximo de tripulantes de 6, 1 piloto e 5 passageiros, bimotoras e que comercialmente tem a mesma proposta de missões. Outro fator importante, foram os estudos e análises já comprovados na literatura. Os dados do Bo105 foram consultados no livro Padfield (2007), a Figura B.2 ilustra as dimensões básicas da aeronave e a Tabela (B.4) os dados do BO105.

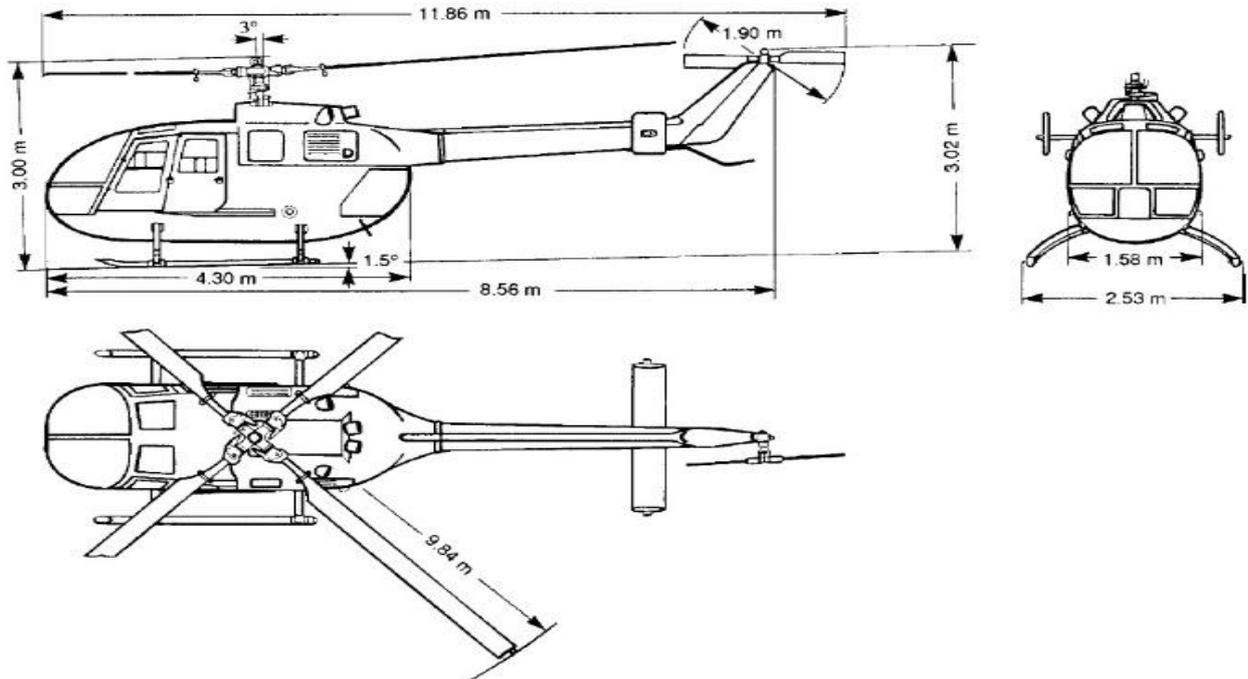


Figura B.2 - Dimensões Básicas do BO105-S123(PADFIELD, 2007).

Tabela B.4. Dados de configuração do BO105-S123 (PADFIELD, 2007).

| | | | | | |
|----------------|-------------------------|-----------|------------------------|-------------------|------------|
| a_0 | 6,113/rad | I_{zz} | 4099 kg m ² | X_{cg} | 0,0163 |
| a_{0T} | 5,7/rad | K_β | 113.330 N m/rad | δ_0 | 0,0074 |
| α_{tp0} | 0,0698 rad | l_{fn} | 5,416 m | δ_2 | 38,66 |
| β_{fn0} | -0,08116 rad | l_{tp} | 4,56 m | δ_3 | -45° |
| c | 0,27 m | l_T | 6 m | δ_{T0} | 0,008 |
| g_T | 5,25 | M_a | 2200 kg | δ_{T2} | 9,5 |
| h_R | 1,48 m | N_b | 4 | - | - |
| h_T | 1,72 m | R | 4,91 m | γ | 5,087 |
| I_β | 231,7 kg m ² | R_T | 0,95 m ² | γ_s | 0,0524 rad |
| I_{xx} | 1433 kg m ² | S_{fn} | 0,805 m ² | λ_β^2 | 1,248 |
| I_{xz} | 660 kg m ² | S_{tp} | 0,803 m ² | θ_{tw} | -0,14 rad |
| I_{yy} | 4973 kg m ² | S_t | 0,12 | Ω_{idle} | 44,4 rad/s |