

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA**  
**FACULDADE DE TECNOLOGIA**  
**DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**PROJETO, SIMULAÇÃO E CONTROLE DE VEÍCULO**  
**AÉREO NÃO TRIPULADO TAIL-SITTER**

**MÁRCIO RODRIGO VIEIRA DE ARAÚJO**

**ORIENTADOR: WALTER DE BRITTO VIDAL FILHO**

**CO-ORIENTADOR: TITO DIAS JÚNIOR**

**DISSERTAÇÃO DE MESTRADO EM SISTEMAS MECATRÔNICOS**

**BRASÍLIA/DF: JUNHO – 2007**

**UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA  
FACULDADE DE TECNOLOGIA  
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA**

**PROJETO, SIMULAÇÃO E CONTROLE DE VEÍCULO  
AÉREO NÃO TRIPULADO TAIL-SITTER**

**MÁRCIO RODRIGO VIEIRA DE ARAÚJO**

**DISSERTAÇÃO SUBMETIDA AO DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA DA FACULDADE DE TECNOLOGIA DA UNIVERSIDADE DE BRASÍLIA COMO PARTE DOS REQUISITOS NECESSÁRIOS PARA A OBTENÇÃO DO GRAU DE MESTRE EM SISTEMAS MECATRÔNICOS.**

**APROVADA POR:**

---

**Prof. Walter de Britto Vidal Filho, Dr. Eng (ENM-UnB)  
(Orientador)**

---

**Prof. Guilherme Caribé Carvalho, PhD (ENM-UnB)  
(Examinador Interno)**

---

**Prof. Geovany Araújo Borges, DSc (ENE-UnB)  
(Examinador Externo)**

**BRASÍLIA/DF, 18 DE JUNHO DE 2007**

## FICHA CATALOGRÁFICA

ARAÚJO, MÁRCIO RODRIGO VIEIRA DE	
Projeto, simulação e controle de veículo aéreo não tripulado tail-sitter [Distrito Federal] 2007.	
xvii, 156p., 297 mm (ENM/FT/UnB, Mestre, Sistemas Mecatrônicos, 2007). Dissertação de Mestrado – Universidade de Brasília. Faculdade de Tecnologia.	
Departamento de Engenharia Mecânica.	
1. UAV	2. Projeto aeronáutico
3. Tail-sitter	4. Sistema de controle
I. ENM/FT/UnB	II. Título (série)

## REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

ARAÚJO, M. R. V. (2007). Simulação e controle de veículo aéreo não tripulado tail-sitter. Dissertação de Mestrado em Sistemas Mecatrônicos, Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade de Brasília, Brasília, DF, 156p.

## CESSÃO DE DIREITOS

AUTOR: Márcio Rodrigo Vieira de Araújo.

TÍTULO: Projeto, simulação e controle de veículo aéreo não tripulado tail-sitter

GRAU: Mestre ANO: 2007

É concedida à Universidade de Brasília permissão para reproduzir cópias desta dissertação de mestrado e para emprestar ou vender tais cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte dessa dissertação de mestrado pode ser reproduzida sem autorização por escrito do autor.

---

Márcio Rodrigo Vieira de Araújo  
SQN 202 bloco D ap 405  
70832-040 Brasília – DF – Brasil.

## RESUMO

### PROJETO, SIMULAÇÃO E CONTROLE DE VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO TAIL-SITTER

**Autor: Márcio Rodrigo Vieira de Araújo**

**Orientador: Walter de Britto Vidal Filho**

**Programa de Pós-graduação em Sistemas Mecatrônicos**

**Brasília, junho de 2007**

Veículos aéreos não tripulados possuem um enorme potencial de utilização, em sua maioria ainda inexplorada. Estes podem ser desenvolvidos a partir de diferentes plataformas como helicópteros, dirigíveis, aviões e outras, possuindo cada uma diferentes características. Combinando-se benefícios de duas ou mais plataformas em um único veículo aumenta-se o leque de aplicações de robôs aéreo.

Entre os veículos aéreos que combinam características de duas plataformas estão os aviões com tecnologia de pouso e decolagem vertical, que podem ser de diferentes conceitos: propulsão vetorizada, deflexão da corrente de ar, hélice inclinável, rotor inclinável, asa inclinável e *tail-sitter*. Por ter menor complexidade mecânica, o último conceito foi escolhido para ser aplicado e desenvolvido em um robô aéreo.

O presente trabalho tem como foco principal o desenvolvimento de um sistema de controle capaz de manter e alterar a orientação de uma aeronave *tail-sitter* tanto para a realização de vôos horizontais (convencionais) como vôos verticais e transição entre vôos. Isto é desenvolvido seguindo a seguinte seqüência de etapas: modelagem matemática do veículo aéreo, projeto do veículo e construção de um protótipo, medição de parâmetros a partir do protótipo, desenvolvimento, testes e ajustes dos sistemas de controle.

A modelagem é feita para situações de vôos horizontais com a adição de aspectos necessários para a realização de vôos verticais. Para o projeto são utilizadas duas metodologias distintas de modo a tornar mais claro todas as suas etapas. Além disso são utilizados também algumas equações do modelo matemático para auxiliar no dimensionamento da aeronave.

Com a construção do protótipo são medidos os parâmetros aerodinâmicos da aeronave e posteriormente aplicados ao modelo matemático para simulação computacional. A partir deste os sistemas de controle são projetados, fazendo-se primeiramente simplificações e linearizações, seguido de testes e ajustes necessários para atender aos requisitos estabelecidos.

Dentre os sistemas de controle desenvolvidos estão o controle de atitude para voo horizontal, controle de atitude para voo vertical, e controle de manobras para transição entre voos. Os resultados obtidos através de simulação em ambiente computacional mostram que o controle do robô aéreo *tail-sitter* é viável, sendo necessário para sua aplicação em situação real a instrumentação da aeronave e possíveis ajustes no sistema de controle.

O objetivo do trabalho é atingido com o desenvolvimento do sistema de controle, sendo todas as etapas anteriores importantes para a realização desta.

## **ABSTRACT**

### **DESIGN, SIMULATION AND CONTROL OF A TAIL-SITTER UNMANNED AIR VEHICLE**

**Author: Márcio Rodrigo Vieira de Araújo**

**Supervisor: Walter de Britto Vidal Filho**

**Programa de Pós-graduação em Sistemas Mecatrônicos**

**Brasília, June of 2007**

Unmanned air vehicles have an enormous potential use still unexplored. They can be developed starting from several platforms as helicopters, dirigibles, airplanes and other, possessing each different characteristics. Combining benefits of two or more platforms in a single vehicle increases the possibility of aerial robot applications.

Among the aerial vehicles that combine characteristics of two platforms there are the airplanes with vertical takeoff and landing technology, which can be from different concepts as vectored thrust, deflected slipstream, tilt propeller, tilt rotor, tilt wing and tail-sitter. Since vehicles that use the tail-sitter concept have lesser mechanical complexity than vehicles that use other concepts, the tail-sitter concept was chosen in the aerial robot development.

The present work has as main focus the development of a control system capable to maintain and modify the orientation of a tail-sitter aerial robot in horizontal (conventional) flights, vertical flights and transition from one flight to another. For this, the following sequence of stages was proceeded: mathematical modeling of the aerial vehicle, design of the vehicle and construction of a prototype, measurement of parameters from the prototype, development, tests and adjustments of the control systems.

The mathematical modeling was elaborated based on horizontal flights with the addition of characteristics necessary to vertical flying. For the vehicle design it was used two complementary methodologies and some equations from the mathematical model, once there are not design methodologies, in literature, for tail-sitter air vehicle design.

After the construction of the prototype, they were measured the aerodynamic parameters of the aircraft, and after, applied to the mathematical model for computational simulation. With the mathematical model, the control systems were designed, after the system linearization. Tests and adjustments necessary to attend established requirements were performed.

The control systems developed are the attitude control for horizontal flight, attitude control for vertical flight, and control of maneuvers for transition from one flight to another. The results obtained in computational simulation show that the control of the tail-sitter aerial robot is viable. Its application in real situation will require the instrumentation of the aircraft and possible adjustments in the control system.

# SUMÁRIO

<b>1 - Introdução .....</b>	<b>21</b>
<b>1.1 - Organização do trabalho .....</b>	<b>22</b>
<b>1.2 - Contextualização.....</b>	<b>23</b>
<b>1.3 - Aviões e princípios de funcionamento .....</b>	<b>27</b>
<b>1.3.1 - Estrutura básica.....</b>	<b>27</b>
<b>1.3.2 - Princípios de funcionamento .....</b>	<b>28</b>
<b>1.4 - Controle de atitude de aeronaves .....</b>	<b>33</b>
<b>1.5 - Tecnologia de pouso e decolagem vertical.....</b>	<b>34</b>
<b>1.5.1 - Senta-cauda (<i>tail-sitter</i>) .....</b>	<b>35</b>
<b>1.5.2 - Rotor inclinável e hélice inclinável.....</b>	<b>39</b>
<b>1.5.3 - Asa inclinável .....</b>	<b>40</b>
<b>1.5.4 - Deflexão de corrente de ar .....</b>	<b>40</b>
<b>1.5.5 - Propulsão vetorizada.....</b>	<b>41</b>
<b>2 - Aerodinâmica de aeronaves.....</b>	<b>42</b>
<b>2.1 - Introdução .....</b>	<b>42</b>
<b>2.2 - Equação de Bernoulli .....</b>	<b>43</b>
<b>2.3 - Forças aerodinâmicas.....</b>	<b>44</b>
<b>2.4 - Fenômenos aerodinâmicos .....</b>	<b>46</b>
<b>2.4.1 - Estol .....</b>	<b>46</b>
<b>2.4.2 - Efeito solo .....</b>	<b>47</b>
<b>2.4.3 - Vórtice de ponta de asa .....</b>	<b>47</b>
<b>2.5 - Influência da geometria da asa.....</b>	<b>48</b>
<b>2.5.1 - Perfil da asa.....</b>	<b>48</b>
<b>2.5.2 - Geometria planar.....</b>	<b>49</b>
<b>3 - Modelagem dinâmica de aeronave senta-cauda .....</b>	<b>51</b>
<b>3.1 - Introdução .....</b>	<b>51</b>
<b>3.2 - Orientação da aeronave .....</b>	<b>51</b>
<b>3.3 - Forças e momentos aerodinâmicos .....</b>	<b>54</b>
<b>3.4 - Influência de propulsão por hélice.....</b>	<b>58</b>
<b>3.5 - Validação do modelo matemático .....</b>	<b>61</b>
<b>4 - Projeto e construção do UAV .....</b>	<b>67</b>



4.1 - Introdução .....	67
4.2 - Objetivo e requisitos .....	67
4.3 - Projeto conceitual .....	68
4.4 - Projeto preliminar .....	69
4.5 - Projeto detalhado.....	74
4.6 - Construção do UAV .....	77
5 - Medição dos parâmetros do UAV .....	79
5.1 - Introdução .....	79
5.2 - Sistemas de medição .....	79
5.3 - Medição dos coeficientes de momento e sustentação.....	81
5.4 - Medição dos coeficientes de arrasto.....	86
5.5 - Momentos de inércia e posição do centro de massa .....	89
6 - Análise dinâmica e controle de atitude.....	92
6.1 - Introdução .....	92
6.2 - Simplificações e linearização do modelo.....	92
6.3 - Controle de atitude para vôo horizontal .....	94
6.3.1 - Verificação e ajuste para a arfagem .....	98
6.3.2 - Verificação e ajuste para a rolagem.....	101
6.3.3 - Verificação e ajuste para manobra de curva .....	103
6.3.4 - Arquitetura geral do sistema de controle para vôo horizontal .....	107
6.4 - Controle de atitude para vôo vertical .....	108
6.4.1 - Verificação e ajuste para a arfagem .....	111
6.4.2 - Verificação e ajuste para a guinada.....	111
6.4.3 - Verificação e ajuste para a rolagem.....	112
6.4.4 - Verificação da estabilidade do sistema como um todo.....	113
6.4.5 - Arquitetura geral do sistema de controle para vôo vertical .....	114
6.5 - Controle de altitude para vôo vertical .....	115
6.6 - Transição entre vôos horizontal e vertical.....	116
6.6.1 - Transição horizontal-vertical .....	116
6.6.2 - Transição vertical-horizontal .....	121
7 - Conclusões e sugestões de trabalhos futuros.....	123
7.1 - Conclusões .....	123
7.2 - Sugestões de trabalhos futuros .....	124
Referências bibliográficas .....	126

## **ANEXOS**

<b>Anexo A – Desenho técnico dos suportes usados nos sistemas de medição. ....</b>	<b>130</b>
<b>Anexo B – Dados das medições de parâmetros .....</b>	<b>131</b>
<b>B.1 - Medição da sustentação e momento aerodinâmico em relação ao ângulo de ataque .....</b>	<b>131</b>
<b>B.2 - Medição da sustentação lateral e momento aerodinâmico em relação ao ângulo de Deslizamento lateral .....</b>	<b>132</b>
<b>B.3 - Medição da sustentação e momento aerodinâmico em relação ao ângulo do profundor .....</b>	<b>133</b>
<b>B.4 - Medição da sustentação e momento aerodinâmico em relação ao ângulo do leme .....</b>	<b>134</b>
<b>B.5 - Medição da sustentação em relação ao ângulo dos flaperons (atuação conjunta) .....</b>	<b>135</b>
<b>B.6 - Medição da momento aerodinâmico em relação ao ângulo dos flaperons (atuação conjugada).....</b>	<b>136</b>
<b>B.7 - Medição do arrasto em relação ao ângulo de ataque .....</b>	<b>137</b>
<b>B.8 - Medição do Arrasto em relação ao ângulo do profundor .....</b>	<b>138</b>
<b>B.9 - Medição do arrasto em relação ao ângulo do leme.....</b>	<b>139</b>
<b>B.10 - Medição do arrasto em relação ao ângulo dos flaperons .....</b>	<b>140</b>
<b>Anexo C – Fotos relativas a medições de parâmetros aerodinâmicos .....</b>	<b>141</b>
<b>Anexo D – Implementação computacional do modelo matemático.....</b>	<b>142</b>

## **APÊNDICES**

<b>Apêndice A – Dados básicos de projeto de aeronaves de pequeno porte.....</b>	<b>153</b>
<b>Apêndice B – Configuração dos parâmetros de simulação de uma aeronave para o aerosim .....</b>	<b>154</b>
<b>B.1 - Convenções .....</b>	<b>154</b>
<b>B.2 – Aerodinâmica.....</b>	<b>155</b>
<b>B.3 - Inércia .....</b>	<b>156</b>

## LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 – Lista de componentes a serem utilizados na confecção do UAV. ....	70
Tabela 4.2 – Materiais utilizados na confecção do UAV e respectivas densidades. ....	77
Tabela 4.3 – Quantidade de material a ser utilizado e peso estimado do UAV.....	77
Tabela 5.1 – Coeficientes de sustentação. ....	85
Tabela 5.2 – Coeficientes de sustentação lateral. ....	85
Tabela 5.3 – Coeficientes de momento aerodinâmico. ....	85
Tabela 5.4 – Coeficientes de arrasto. ....	89
Tabela 5.5 – Posição do centro de massa em relação ao centro aerodinâmico.....	90
Tabela 5.6 – Momento de inércia em torno do eixo X. ....	90
Tabela 5.7 – Momento de inércia em torno do eixo Y. ....	91
Tabela 5.8 – Momento de inércia em torno do eixo Z.....	91
Tabela C.1 – Velocidade e pressão dinâmica utilizados na medição. ....	131
Tabela C.2 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	131
Tabela C.3 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	131
Tabela C.4 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	131
Tabela C.5 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	131
Tabela C.6 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	132
Tabela C.7 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	132
Tabela C.8 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	132
Tabela C.9 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	132
Tabela C.10 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	133
Tabela C.11 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	133
Tabela C.12 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	133
Tabela C.13 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	133
Tabela C.14 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	134
Tabela C.15 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	134
Tabela C.16 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	134
Tabela C.17 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	134
Tabela C.18 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	135
Tabela C.19 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	135
Tabela C.20 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	135

Tabela C.21 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	135
Tabela C.22 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	136
Tabela C.23 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	136
Tabela C.24 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	136
Tabela C.25 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	136
Tabela C.26 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	137
Tabela C.27 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	137
Tabela C.28 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	137
Tabela C.29 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	137
Tabela C.30 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	138
Tabela C.31 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	138
Tabela C.32 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	138
Tabela C.33 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	138
Tabela C.34 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	139
Tabela C.35 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	139
Tabela C.36 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	139
Tabela C.37 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	139
Tabela C.38 - Medição para $V=5,8\text{m/s}$ .....	140
Tabela C.39 - Medição para $V=7,5\text{m/s}$ .....	140
Tabela C.40 - Medição para $V=8,8\text{m/s}$ .....	140
Tabela C.41 - Medição para $V=10,2\text{m/s}$ .....	140

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 – Organograma de publicações na área de robôs aéreos no Brasil até o ano de 2004. ....	25
Figura 1.2 – Organograma de publicações na área de robôs aéreos no Brasil no ano de 2005 e no início do ano de 2006. ....	26
Figura 1.3 - Estrutura básica de um avião. ....	27
Figura 1.4 - Forças presentes em aeronaves. ....	28
Figura 1.5 – Sistema de coordenadas posição e rotação de aeronaves. ....	30
Figura 1.6 – Efeito da atuação dos ailerons. ....	31
Figura 1.7 – Forças atuantes em curva feita por aeronave. ....	31
Figura 1.8 - Efeito da atuação do leme. ....	32
Figura 1.9 - Efeito da atuação dos profundores. ....	33
Figura 1.10 – Conceito de pouso e decolagem senta-cauda ....	35
Figura 1.11 - Lockheed XfV-1.....	36
Figura 1.12 – Convair XfY-1 Pogo.....	37
Figura 1.13 - Ryan X-13 Vertijet.....	38
Figura 1.14 - SNECMA C450 Coléoptère.....	39
Figura 1.15 - Conceito de pouso e decolagem rotor inclinável e hélice inclinável ....	40
Figura 1.16 - Conceito de pouso e decolagem asa inclinável. ....	40
Figura 1.17 - Conceito de pouso e decolagem deflexão de corrente de ar ....	41
Figura 1.18 - Conceito de pouso e decolagem propulsão vetorizada. ....	41
Figura 2.1 - Fluxo de fluido através de um tubo.....	43
Figura 2.2 – Movimento do ar através de perfil aerodinâmico e distribuição de pressão em torno desse perfil.....	45
Figura 2.3 – Força aerodinâmica resultante e suas componentes: arrasto e sustentação. ....	45
Figura 2.4 – Efeito estol e relação entre ângulo de ataque e coeficiente de sustentação de uma asa de avião. ....	47
Figura 2.5 – Efeito do vórtice gerado na ponta das asas.....	48
Figura 2.6 - Perfis de asa simétrico e assimétrico.....	49
Figura 2.7 - Asas com diferentes alongamentos e mesma área de superfície.....	49
Figura 2.8 - Asas com diferentes conicidades. ....	50
Figura 2.9 - Aeronave com asa enflechada.....	50

Figura 3.1 – Sistemas de referência preso ao avião e fixo na Terra. ....	51
Figura 3.2 – Forças atuantes na aeronave no plano XZ.....	54
Figura 3.3 – Forças atuantes na aeronave no plano XY .....	55
Figura 3.4 – Teoria axial de hélices.....	59
Figura 3.5 - Legenda das simulações de validação.....	61
Figura 3.6 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $X_T$ para a situação 1.....	62
Figura 3.7 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Y_T$ para a situação 1.....	62
Figura 3.8 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Z_T$ para a situação 1. ....	62
Figura 3.9 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $X_T$ para a situação 2.....	63
Figura 3.10 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Y_T$ para a situação 2.....	63
Figura 3.11 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Z_T$ para a situação 2. ....	63
Figura 3.12 – Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $X_T$ para a situação 3. ....	64
Figura 3.13 – Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Y_T$ para a situação 3. ....	64
Figura 3.14 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Z_T$ para a situação 3. ....	64
Figura 3.15 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $X_T$ para a situação 4.....	65
Figura 3.16 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Y_T$ para a situação 4.....	65
Figura 3.17 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo $Z_T$ para a situação 4. ....	65
Figura 4.1 - Mapa de configurações. ....	69
Figura 4.2 – Relação entre diâmetro do corpo e dimensões do compartimento.....	73
Figura 4.3 - Projeto do corpo da aeronave a partir da revolução do perfil NACA0012 com corda de 720mm.....	74
Figura 4.4 - Projeto detalhado da asa.....	75
Figura 4.5 - Projeto detalhado do corpo da aeronave. ....	75
Figura 4.6 - Projeto detalhado da cauda. ....	76
Figura 4.7 - Projeto da aeronave.....	76
Figura 4.8 - Protótipo do UAV .....	78
Figura 5.1 - Sistema de medição de sustentação e momento aerodinâmico.....	80
Figura 5.2 - Sistema de medição de arrasto.....	80
Figura 5.3 – Medição da sustentação e do momento aerodinâmico. ....	81
Figura 5.4 - Relação entre ângulo de ataque e coeficiente de sustentação. ....	82
Figura 5.5 - Relação entre ângulo de ataque e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Y. ....	82
Figura 5.6 – Relação entre ângulo de deslizamento lateral e coeficiente de sustentação lateral. ....	83

Figura 5.7 – Relação entre ângulo de deslizamento lateral e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Z. ....	83
Figura 5.8 - Relação entre ângulo do profundor e coeficiente de sustentação. ....	83
Figura 5.9 - Relação entre ângulo do profundor e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Y. ....	84
Figura 5.10 - Relação entre ângulo do leme e coeficiente de sustentação lateral.....	84
Figura 5.11 - Relação entre ângulo do leme e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo z. ....	84
Figura 5.12 - Relação entre ângulo dos flaperons (conjugados) e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo X.....	85
Figura 5.13 - Medição de arrasto. ....	86
Figura 5.14 – Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo de ataque. ....	88
Figura 5.15 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo do profundor. ....	88
Figura 5.16 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo do leme. ....	88
Figura 5.17 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo dos flaperons.....	89
Figura 6.1 - Alteração de atitude de aeronave em 90° .....	95
Figura 6.2 - Sistema em malha fechada com compensador.....	97
Figura 6.3 – Reposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem. ....	98
Figura 6.4 – Influência da adição de um pólo em $\sigma_2$ para diferentes valores de $k$ . ....	99
Figura 6.5 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem com integrador. ...	100
Figura 6.6 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem com integrador e coeficiente de amortecimento ajustado.....	100
Figura 6.7 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem.....	101
Figura 6.8 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com aplicação de perturbação em $t=35s$ .....	102
Figura 6.9 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com integrador. ...	102
Figura 6.10 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com integrador e coeficiente de amortecimento ajustado.....	103
Figura 6.11 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada por leme. ....	104
Figura 6.12 – Aeronave inclinada com um ângulo de rolagem $\theta_x$ .....	104
Figura 6.13 – Sistema de controle de guinada. ....	105
Figura 6.14 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada.....	107
Figura 6.15 - Influência do sistema de controle de guinada na rolagem e na arfagem.....	107

Figura 6.16 – Resumo do sistema de controle de atitude para vôo horizontal. ....	108
Figura 6.17 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem para vôo vertical. .....	111
Figura 6.18 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada para vôo vertical. .....	112
Figura 6.19 – Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem para vôo vertical. .....	112
Figura 6.20 – Resposta da aeronave para o primeiro caso.....	113
Figura 6.21 – Resposta da aeronave para o segundo caso. ....	114
Figura 6.22 - Resumo do sistema de controle de atitude para vôo vertical .....	114
Figura 6.23 – Resposta do sistema de controle de altitude para vôo vertical. ....	116
Figura 6.24 – Dois modos de transição de vôo horizontal para vôo vertical.....	117
Figura 6.25 - Aeronave durante a transição de vôo horizontal para vertical. ....	117
Figura 6.26 - Resposta do UAV ao sistema de controle de transição para 1º etapa. ....	119
Figura 6.27 – Transição completa de vôo horizontal para vertical.....	120
Figura 6.28 - Transição completa de vôo horizontal para vertical com adição do integrador ao controlador de transição .....	121
Figura 6.29 - – Dois modos de transição de vôo vertical para vôo horizontal .....	121
Figura 6.30 – Transição completa de vôo vertical para vôo horizontal.....	122



## LISTA DE SÍMBOLOS

$\vec{F}$	- vetor força resultante
$P$	- pressão estática local
$\vec{A}$	- vetor área
$A$	- área, área de referência
$v$	- velocidade do fluido/vento
$\rho$	- densidade
$q$	- pressão dinâmica
$F_S$	- força de sustentação aerodinâmica
$F_A$	- força de arrasto aerodinâmico
$C_L$	- coeficiente de sustentação
$C_D$	- coeficiente de arrasto
$M$	- momento aerodinâmico
$C_M$	- coeficiente de momento aerodinâmico
$L$	- comprimento, comprimento de referência
$\theta_x$	- ângulo de rotação em torno do eixo X
$\theta_y$	- ângulo de rotação em torno do eixo Y
$\theta_z$	- ângulo de rotação em torno do eixo Z
$R_x(\theta_x)$	- matriz de rotação em torno do eixo X
$R_y(\theta_y)$	- matriz de rotação em torno do eixo Y
$R_z(\theta_z)$	- matriz de rotação em torno do eixo Z
$R(\theta_x, \theta_y, \theta_z)$	- matriz de rotação composta
$S_X$	- seno de $\theta_x$
$S_Y$	- seno de $\theta_y$
$S_Z$	- seno de $\theta_z$

$C_X$	- co-seno de $\theta_x$
$C_Y$	- co-seno de $\theta_y$ , coeficiente de arrasto lateral
$C_Z$	- co-seno de $\theta_z$
$G_{xyz}$	- vetor gravidade no sistema de coordenadas fixo no avião
$g_x, g_y, g_z$	- componentes da força gravitacional ao longo do eixos X, Y e Z
$\vec{V}$	- vetor velocidade
$v_x, v_y, v_z$	- componentes de velocidade ao longo dos eixos
$V$	- velocidade, velocidade em relação ao sistema de coordenadas do avião
$\dot{V}$	- aceleração, aceleração em relação ao sistema de coordenadas do avião
$V_T$	- velocidade, velocidade em relação ao sistema de coordenadas fixo na terra
$\dot{V}_T$	- aceleração, aceleração em relação ao sistema de coordenadas fixo na terra
$\Omega$	- velocidade angular em relação ao sistema de coordenadas do avião
$\dot{\Omega}$	- aceleração angular em relação ao sistema de coordenadas do avião
$\Omega_T$	- velocidade angular em relação ao sistema de coordenadas fixo na terra
$\dot{\Omega}_T$	- aceleração angular em relação ao sistema de coordenadas fixo na terra
$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	- componentes de velocidade angular em torno dos eixos
$F_{SA}$	- força de sustentação na asa
$F_{SH}$	- força de sustentação no estabilizador horizontal
$F_{SV}$	- força de sustentação no estabilizador vertical
$F_{AA}$	- força de arrasto na asa
$F_{AH}$	- força de arrasto no estabilizador horizontal
$F_{AX}$	- componente da força de arrasto ao longo do eixo X
$F_{AY}$	- componente da força de arrasto ao longo do eixo Y
$F_{AZ}$	- componente da força de arrasto ao longo do eixo Z

$\alpha$	- ângulo de ataque
$\beta$	- ângulo de ataque lateral ( <i>sideslip</i> )
$M_A$	- momento aerodinâmico na asa
$M_H$	- momento aerodinâmico no estabilizador horizontal
$M_V$	- momento aerodinâmico no estabilizador vertical
$L_1, L_2, L_3$	- valores de distância/comprimento
$\delta_{Aileron}$	- ângulo do aileron
$\delta_{Profundor}$	- ângulo do profundor
$\delta_{Leme}$	- ângulo do leme
$\delta_{Flap}$	- ângulo do flap
$\varepsilon$	- coeficiente de Oswald
$c$	- corda aerodinâmica média
$b$	- envergadura
$M_X$	- momento aerodinâmico em torno do eixo X
$M_Y$	- momento aerodinâmico em torno do eixo Y
$M_Z$	- momento aerodinâmico em torno do eixo Z
$M_P$	- momento gerado pelo sistema de propulsão
$P_0, P_1, P_2$	- valores de pressão
$v_0, v_1, v_2$	- valores de velocidade
$v_i$	- velocidade induzida
$\vec{V}_{vento}$	- vetor velocidade relativa do vento
$A_H$	- área do disco de hélice
$Pot$	- potência do motor elétrico
$\eta_m$	- rendimento do motor elétrico
$K, K_x, K_y, K_z$	- constantes
$a_c$	- aceleração centrípeta
$r$	- raio de curva

$t$	- tempo
$t_p$	- tempo de pico
$M_{\text{pico}}$	- máximo pico/ultrapassagem
$\omega_d$	- frequência amortecida do sistema, parte imaginária do pólo
$\sigma$	- atenuação do sistema, parte real do pólo
$\frac{Y(s)}{U(s)}$	- função de transferência do sistema
$C(s)$	- controlador/compensador
$K_d, K_p, K_i$	- constantes derivativa, proporcional e integral do controlador
$F_c$	- força centrípeta

## 1 - INTRODUÇÃO

Veículos aéreos não tripulados (UAVs – *Unmanned Air Vehicles*) possuem um enorme potencial de utilização, em sua maioria ainda inexplorada, que inclui levantamento topográfico, aerofotogrametria (mapeamento de regiões por fotos), monitoramento de tráfego, vigilância, planejamento urbano, inspeção de linhas de transmissão e dutos, reconhecimento e mapeamento de regiões de difícil acesso, monitoramento remoto, aplicações militares e pesquisas climáticas entre várias outras aplicações possíveis. Além disso, os UAVs podem também ser usados como plataformas de pesquisa de baixo custo para desenvolvimento de sistemas controle de voo.

Atualmente muitas dessas aplicações são feitas com aeronaves tripuladas, ou não são feitas devido ao seu alto custo. Com o uso de veículos aéreos não tripulados essas aplicações serão favorecidas, pois a hora de voo de um UAV se mostra bem mais econômica que a hora de voo de aeronaves convencionais. Já no caso de aplicações militares, o UAV elimina a necessidade de piloto, o que reduz a possibilidade de perda de vidas humanas.

Existem vários UAVs em desenvolvimento com diferentes tipos de plataformas. Dependendo de sua plataforma o UAV se adequará melhor a determinadas aplicações. Entre as plataformas em desenvolvimento ou desenvolvidas estão: dirigíveis (Hall, Kerzhanovich, et al., 2005; Boom, 2004), helicópteros (Lanari Bo e Miranda, 2004; Vachtsevanos, Tang et al, 2005), aviões (Sirigineedi, 2005; Stone and Clarke, 2001), e outros (Deng, Schenato e Sastry, 2002; Gibb, Jones, Lee, 2000; Kim, 2006).

Uma maneira de aumentar o leque de aplicações de robôs aéreos é reunir características encontradas em mais de uma plataforma. Como isso chega-se ao objetivo geral do presente trabalho que é o desenvolvimento de um UAV que reúna o desempenho de voo horizontal de um avião e capacidade de pouso e decolagem na vertical de um helicóptero. Mais especificamente o trabalho tem como objetivo o desenvolvimento do sistema de controle de voo de um UAV na plataforma avião e que tenha capacidade de pouso e decolagem na vertical.

## 1.1 - ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO

No presente capítulo é feita uma contextualização sobre robôs aéreos, mostrando a área da robótica a qual pertence, e o seu estado da arte no Brasil e no mundo. São também explicados os princípios básicos de funcionamento de aeronaves e introduzido o conceito de controle de atitude. Por último são mostrados os principais conceitos de pouso e decolagem vertical aplicada a aviões existentes na literatura.

No capítulo 2 é apresentada uma revisão sobre alguns conceitos de aerodinâmica aplica à aviação, necessários para a modelagem e projeto de aeronaves.

No capítulo 3 modela-se a aeronave considerando tanto os vôos horizontais e verticais do UAV que se deseja desenvolver. Este é implementado em ambiente computacional para a realização de simulações. Após isto o modelo é validado para vôo horizontal por meio de comparações com modelos presentes na literatura..

No capítulo 4 projeta-se o UAV *tail-sitter* segundo metodologias dadas por Rosa (2006) e Girard (2006). No projeto é utilizado também o modelo matemático desenvolvido para o cálculos dimensionais do UAV.

No capítulo 5 são realizadas as medições dos parâmetros aerodinâmicos do UAV por meio de um sistemas construído para este propósito. É feito também os cálculos dos parâmetro inerciais do UAV, necessário para o correto dimensionamento dos controladores.

No capítulo 6 são projetados e testados os sistemas de controle de vôo horizontal, de vôo vertical e de transição entre vôos. O projeto dos controladores é feito a partir do modelo linearizado do veículo aéreo e ajustados quando necessário. Os testes são feitos por meio de simulações em ambiente computacional.

No capítulo 7 são mostradas as conclusões referentes ao trabalho desenvolvido e feitas recomendações de trabalhos futuros.

## 1.2 - CONTEXTUALIZAÇÃO

A palavra robô veio da palavra tcheca *robota* que significa trabalho escravo. O termo foi usado pela primeira vez em 1920 na peça de teatro R.U.R. (*Rossum's Universal Robots*). Nessa peça os robôs, que tinham aparência humana, foram usados para guerra e eventualmente se voltaram contra seus criadores. (Ramayla, Dogoldogol, 2002)

Hoje em dia os robôs em sua maioria se parecem bastantes diferentes dos humanos. Podem ser definidos como máquinas operadas através de um controle computacional para a realização tarefas de modo autônomo ou semi-autônomo. São encontrados em aplicações diversas como manufatura, pesquisa, entretenimento e até explorações espaciais.

Entre os tipos de robôs mais comuns estão os manipuladores e os robôs móveis. Manipuladores ou braços robóticos são robôs de base fixa utilizados na manipulação de objetos. São comumente encontrados na indústria na realização de tarefas como pinturas, soldagens e *pick-and-place*.

Robôs móveis são aqueles capazes de se deslocar no ambiente. Entre os robôs móveis encontramos os UGVs (*Unmanned Ground Vehicles*), UUVs (*Unmanned Underwater Vehicles*) e os UAVs, já citado anteriormente..

Os UGVs são robôs de locomoção terrestre, em sua maioria com o uso de rodas. Hoje em dia eles vêm sendo usados em várias aplicações e, nos Estados Unidos, já existe um programa de desenvolvimento que visa substituir 30% dos veículos militares terrestres por robôs autônomos no período de 15 anos (Voth, D., 2004). Em relação a esse tipo de tecnologia o que tem sido desenvolvido ultimamente é o cooperativismo entre robôs, onde vários robôs terrestres se ajudam mutuamente na realização de uma determinada tarefa (Cook, Gmytrasiewicz, e Holder, 1996; Fregene, , Kennedy, et al, 2005).

Os UUVs são veículos de locomoção submarina bastante usados em pesquisas e explorações submarinas já a algum tempo. Dentre os veículos submarinos desenvolvidos ou em desenvolvimento encontramos os AUVs (*Autonomous Underwater Vehicles*) como Autonomous Benthic Explorer (Yoerger, Bradley e Walden, 1993; Singh, Yoerger, Bachmayer, Bradley e Stewart, 1995), Odyssey II (Bellingham, Goudey, Consi, Bales,

Atwood, Leonard e Chryssostomidis, 1994) and Ocean Explorer (Smith, Heeb, Frolund e Pantelakis, 1995), e os ROVs (*Remotely Operated Vehicles*) como Victor (Nokin, 1996), Tiburon (Newman e Stokes, 1994) and Romeo (Caccia, Bono, Bruzzone e Veruggio, 1999b) *apude* Caccia e Veruggio, 2000.

O desenvolvimento de UAVs, também conhecidos como VANT (Veículo Aéreo não Tripulado), tem sido também bastante pesquisado, como já citados anteriormente. Em geral, esta é uma tecnologia recente e que ainda se encontra em amplo desenvolvimento. Apesar disso, já se encontra no exterior vários tipos de UAVs em uso. Como exemplo, pode-se citar a empresa *General Atomic Aeronautical Systems* que produz e comercializa diferentes tipos de robôs aéreos. Em Israel, de acordo com o jornal *The Jerusalem Post* (2006), já foi testado um sistema de fiscalização com o uso de veículos aéreos autônomos, que permite monitorar o tráfego e multar motoristas infratores.

No que diz respeito ao Brasil, a tecnologia de robôs aéreos se encontra ainda em menor grau de desenvolvimento. Apesar disso, encontram-se muitos projetos nessa área de pesquisa. Como exemplos, têm-se o projeto “VANT – Veículo Aéreo Não Tripulado” e o projeto “Desenvolvimento e Teste de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) Utilizado para Inspeção de Linhas de Transmissão de Energia Elétrica” pelo ITA (Instituto Tecnológico de Aeronáutica), ambos iniciados em 2005, o projeto “Veículo Aéreo Não Tripulado” pelo IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) no CTA (Centro Tecnológico da Aeronáutica) desde 2004, o projeto “Carcarah – Concepção de um UAV Baseado em Helimodelo” pela UNB (Universidade de Brasília) com início em 2004, o projeto “ARARA – Aeronaves de Reconhecimento Assistidas por Rádio e Autônomas” desde 2000 pela USP (Universidade de São Paulo), o projeto “CIDA – Controle e Implementação de Dirigível Autônomo” pela UFMG (Universidade Federal de Minas Gerais), o projeto “AURORA – *Autonomous Unmanned Remote Monitoring Robotic Airship* (Dirigível Robótico Autônomo Não Tripulado)” pelo CENPRA (Centro de Pesquisas Renato Archer) e o projeto “FITUAV – Produção de uma VANT Nacional” pela FITEC.

Muito também já foi feito e concluído nessa área de pesquisa. Pode-se considerar o início do desenvolvimento dessa tecnologia no Brasil o projeto de alvos aéreos, pelo CTA, usados para treinamento militar. A partir de 2004 vê-se um grande aumento no número de publicações relativas a esse assunto, sinal de um aumento significativo da pesquisa nessa



área. Isso pode ser visualizado no organograma a seguir (Figuras 1.1 e 1.2) onde são mostradas as últimas publicações na área de robótica aérea.

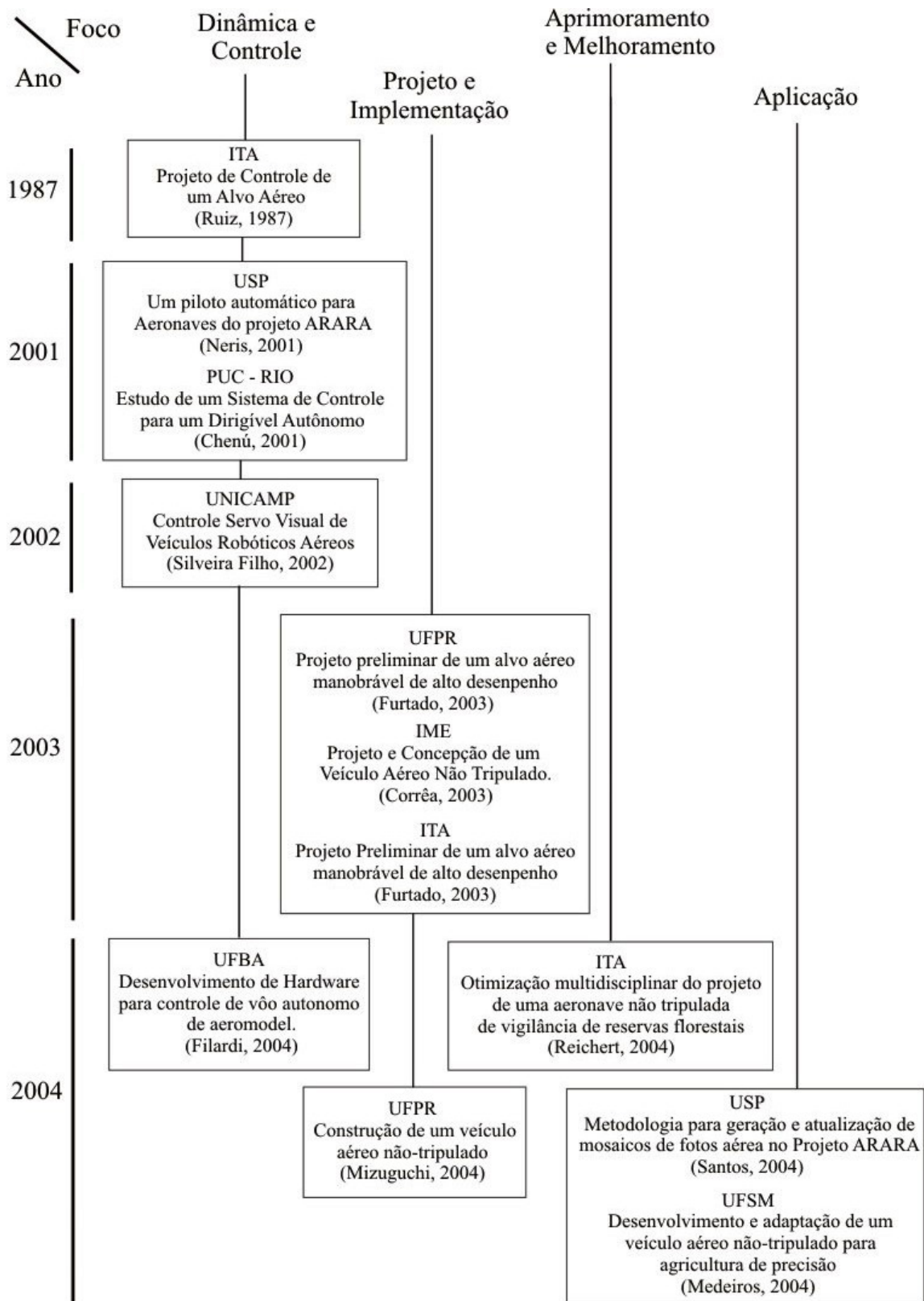


Figura 1.1 – Organograma de publicações na área de robôs aéreos no Brasil até o ano de 2004.

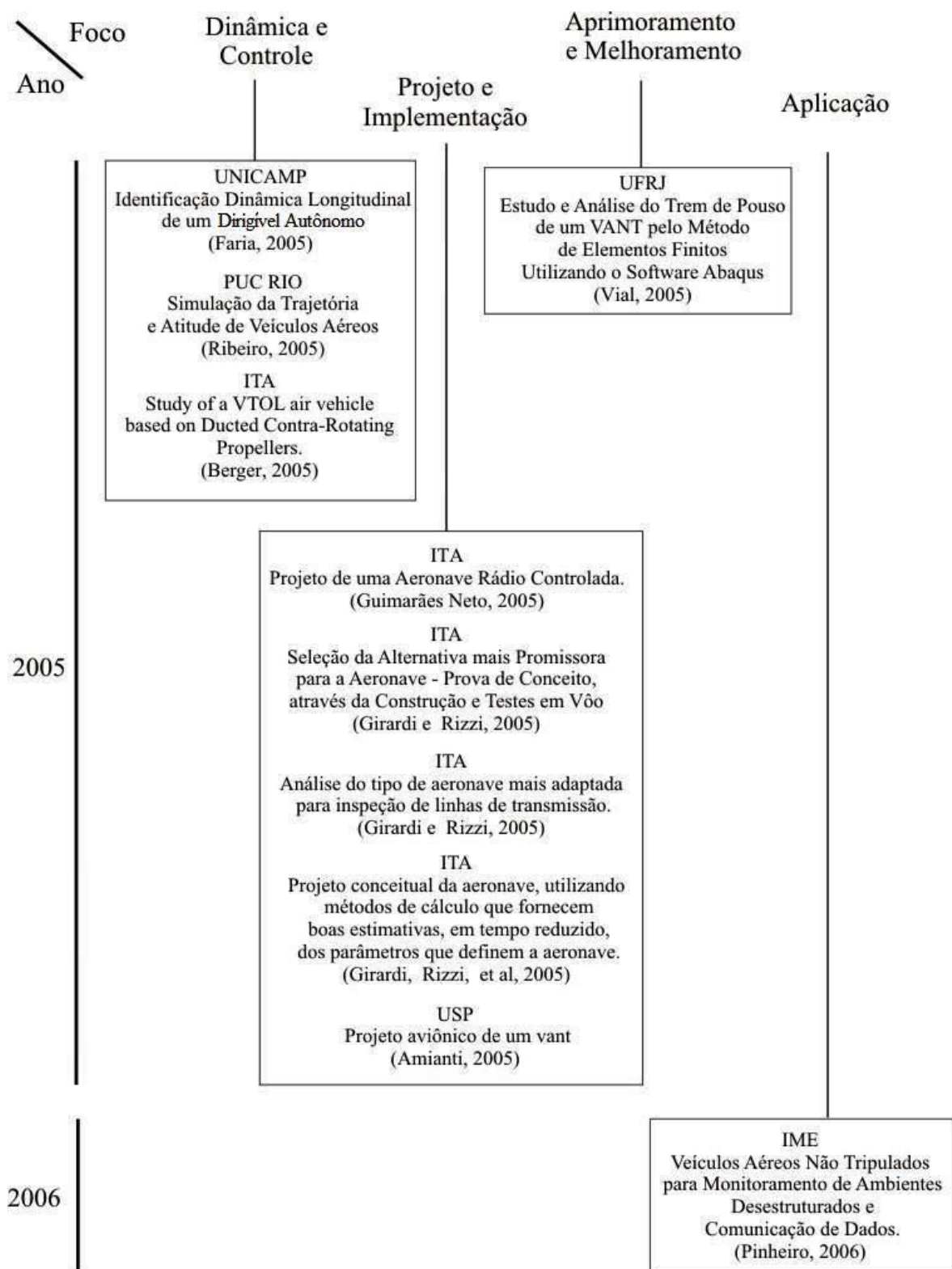


Figura 1.2 – Organograma de publicações na área de robôs aéreos no Brasil no ano de 2005 e no início do ano de 2006.

## 1.3 - AVIÕES E PRINCÍPIOS DE FUNCIONAMENTO

### 1.3.1 - Estrutura básica

Os aviões são atualmente um dos meios de transporte mais utilizados, pois possibilita o deslocamento de grandes distâncias em períodos curtos de tempo. Existem aviões de diferentes formas e diferentes tamanhos, que variam de acordo com o uso que será feito deste.

A sua estrutura é composta basicamente pelas seguintes partes: fuselagem, motor, asas, estabilizadores, ailerons, profundos, leme e flaps.

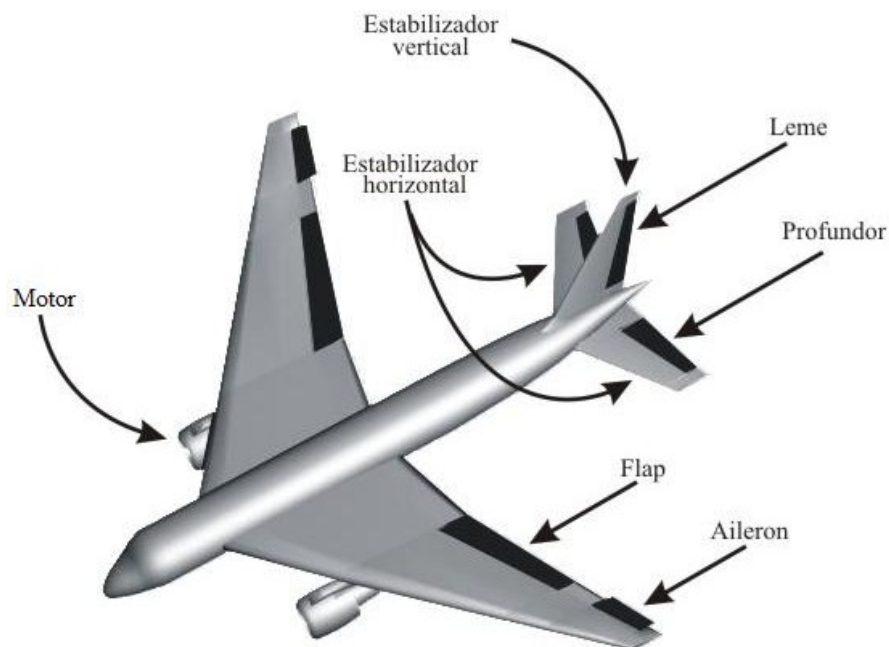


Figura 1.3 - Estrutura básica de um avião.

Os motores são os responsáveis pela geração da propulsão da aeronave, enquanto as asas dão sustentação suficiente para manter o veículo no ar. Na cauda do avião se encontram os estabilizadores, cuja função consiste em ajudar a manter a orientação do avião em linha reta. Os ailerons, os profundos e o leme juntos são responsáveis por gerar as forças que alteram a orientação da aeronave. Já os flaps têm o objetivo de aumentar a sustentação do avião em baixas velocidades e são normalmente utilizados durante pousos.

### 1.3.2 - Princípios de funcionamento

As forças presentes em aviões em pleno vôo se resumem basicamente em quatro: força de propulsão, força de sustentação, peso e arrasto. Estas podem ser melhor visualizadas na Figura 1.4 a seguir.

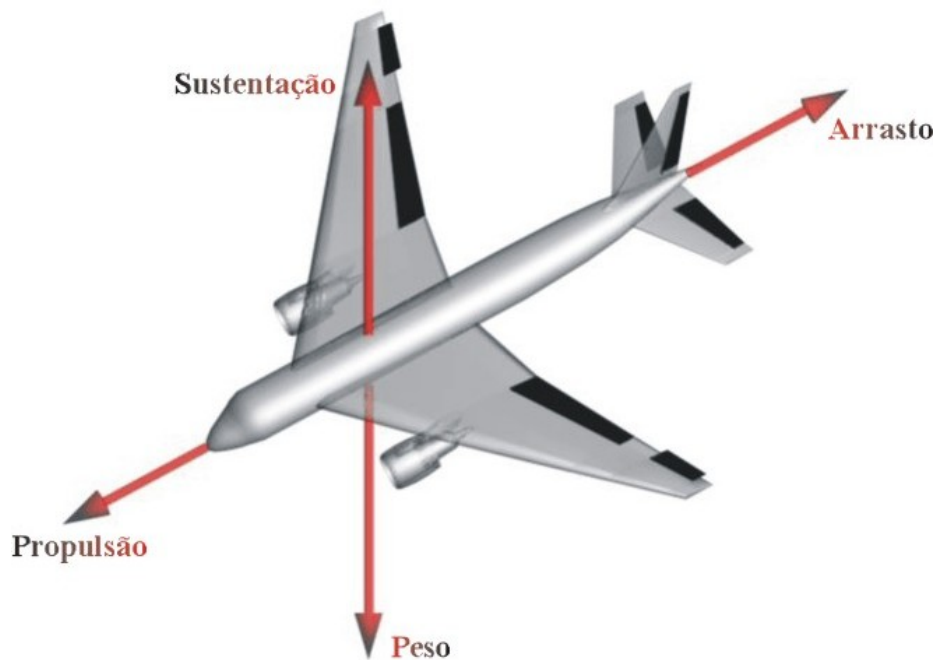


Figura 1.4 - Forças presentes em aeronaves.

O peso é a força correspondente à atração entre o avião e o planeta Terra, ou simplesmente força da gravidade. A magnitude desta força depende da massa de todas as partes do avião, mais da massa de toda sua carga (combustível, pessoas, bagagens, etc.), e sua orientação está sempre dirigida ao centro da Terra. A princípio, está é uma força distribuída por todo o avião, mas pode-se considerar como se ela atuasse em um único ponto, o seu centro de massa.

Para fazer um avião voar, deve ser gerada uma força que compense o seu peso. Esta força é chamada força aerodinâmica de sustentação e é consequência do movimento relativo entre o avião e o ar. Por definição, tem direção perpendicular ao sentido de vôo e sua magnitude depende de vários fatores como velocidade, ângulo de ataque, forma e tamanho da aeronave.

A força de sustentação de uma aeronave está distribuída em maior parte pelas asas, e assim como no caso do peso, a sustentação pode ser considerada como sendo uma única força atuando em um único ponto, o centro de pressão. O centro de pressão é definido como sendo o centro da distribuição das forças de sustentação de uma aeronave e sua posição em relação ao centro de massa tem importância significativa na resolução do problema de controle de uma aeronave. (McCormick, 2002)

No movimento do avião através do ar, existe também uma outra força aerodinâmica, o arrasto. Esta representa a resistência do ar ao movimento do avião. Tem direção oposta ao sentido de vôo e assim como a força de sustentação, sua magnitude depende de vários fatores incluindo velocidade, ângulo de ataque, forma e tamanho da aeronave além da viscosidade do ar. Também é distribuída em torno de toda aeronave e pode ser como uma única força atuando no centro de pressão.

Para superar o arrasto e manter a aeronave em determinada velocidade, deve ser gerada uma força de propulsão. Para isso são usados motores, que podem ser turbo-hélice, turbo-jato ou turbo-fan. O sentido da propulsão dependerá de como estes são colocados na aeronave. Normalmente os propulsores estão sempre com orientação perpendicular às asas, mas em alguns casos, como no caça Harrier, a sua direção é alterada para ajudar no pouso e na decolagem do veículo.

O movimento translacional do avião depende diretamente dessas quatro forças. Na situação em que estas estão balanceadas, o avião continuará a se deslocar em mesma velocidade. Se houver algum desequilíbrio entre elas, a aeronave irá acelerar no sentido da resultante das forças.

Além do movimento translacional, as aeronaves também possuem o movimento rotacional ou de atitude, que pode ser descrito pela rotação em torno dos três eixos do sistema de coordenadas fixo no avião, conforme pode ser visualizado na Figura 1.5.

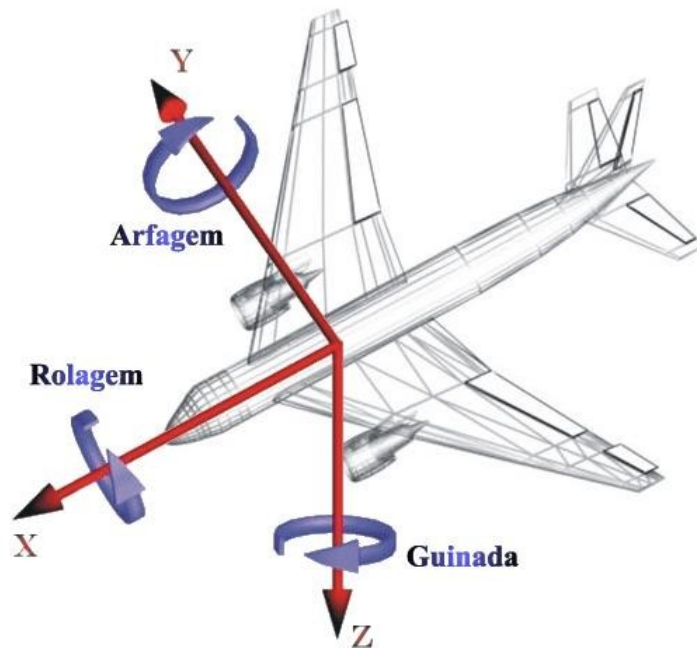


Figura 1.5 – Sistema de coordenadas posição e rotação de aeronaves.

O controle e a alteração da atitude de uma aeronave são feitos com o uso das superfícies aerodinâmicas de controle que são os ailerons, os profundores e o leme.

Os ailerons são responsáveis pelo movimento de rolagem e trabalham em oposição, ou seja, quando o aileron direito é defletido para cima, o aileron esquerdo é defletido para baixo, e vice-versa. Com esta deflexão altera-se a força de sustentação gerada em cada asa. A asa com aileron defletido para baixo terá uma maior força de sustentação que a asa com aileron defletido para cima. Com uma das asas com maior sustentação que a outra, a diferença de forças resulta em um momento angular, o que gera o movimento de rolagem. (Figura 1.6)

A rolagem possibilita que o avião fique inclinado com uma asa mais alta que a outra. Nessa situação, parte da força de sustentação será responsável por compensar o peso da aeronave e o restante fará esta voar em trajetória circular. (Figura 1.7)



Figura 1.6 – Efeito da atuação dos ailerons.

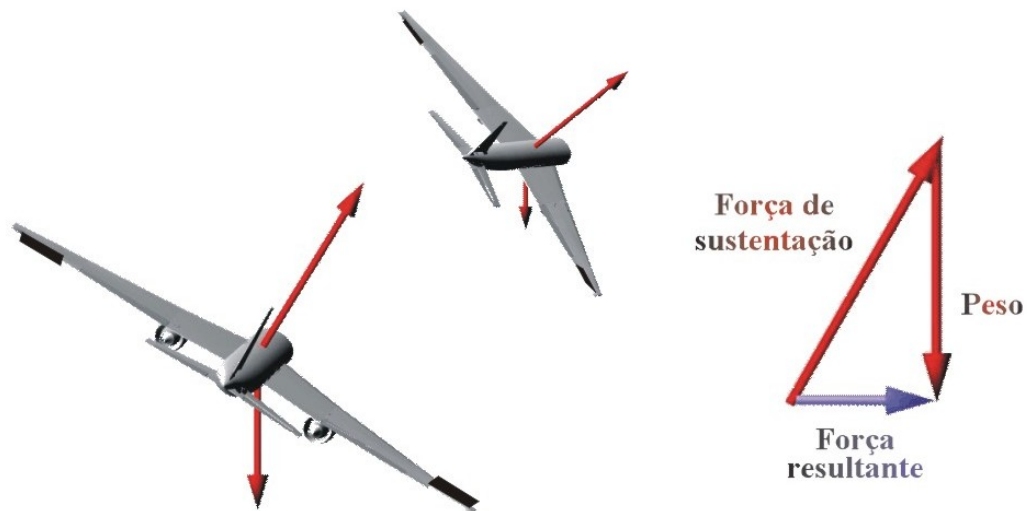


Figura 1.7 – Forças atuantes em curva feita por aeronave.

Leme e os profundores são geralmente encontrados na cauda de aeronaves, nos estabilizadores. Os estabilizadores são pequenas asas fixas na parte posterior dos aviões, cujo objetivo é de manter o avião voando em linha reta. O estabilizador vertical, normalmente perpendicular às asas do avião, tem a função de prevenir o movimento de guinada, ou seja, o movimento lateral do nariz do avião. Já os estabilizadores horizontais evitam o movimento de arfagem, ou seja, o movimento de subir e descer o nariz do avião.

O leme é uma pequena secção do estabilizador vertical que pode ser defletida e tem como principal função o controle do movimento de guinada. Com a deflexão do leme, é gerada uma força na cauda da aeronave que promove o movimento de guinada no sentido desejado. (Figura 1.8)

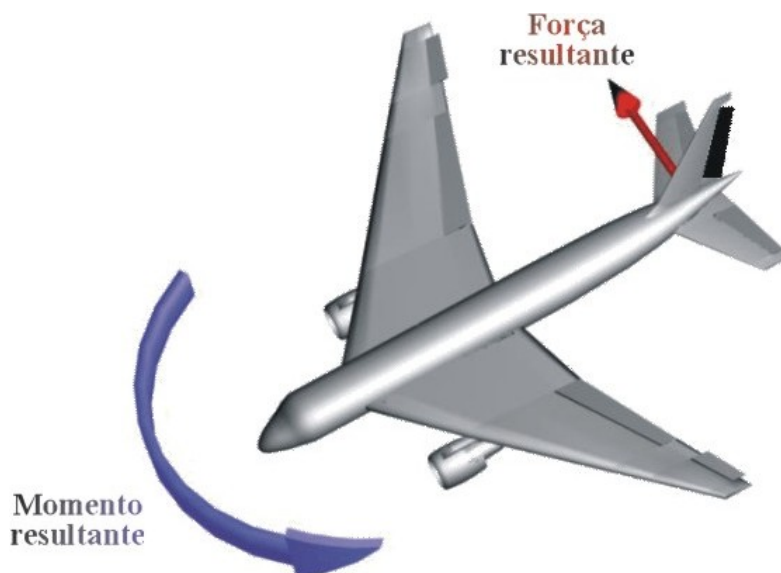


Figura 1.8 - Efeito da atuação do leme.

Ao contrário do que se pensa o leme não é utilizado para fazer curva. A curva da aeronave é feita com a inclinação da mesma, conforme explicado anteriormente. O leme apenas garante o alinhamento do avião durante a realização de manobras.

O profundor é uma pequena secção do estabilizador horizontal que tem como principal função o controle do arfagem da aeronave. A deflexão do profundor gera uma força na cauda que promove o movimento de arfagem no sentido desejado. É essencial por possibilitar a alteração do ângulo de ataque da aeronave e, com isso, aumentar ou reduzir a sustentação da mesma. Com uma sustentação maior que o peso a aeronave ganhará altitude e com sustentação menor que o peso o avião perderá altitude. Resumindo, o profundor controla diretamente o movimento rotacional de arfagem e indiretamente o movimento translacional de ganho e perda de altitude. O profundor pode também ser usado durante as curvas aumentando a sustentação da aeronave possibilitando esta a fazer curvas com menor raio. (Figura 1.9)



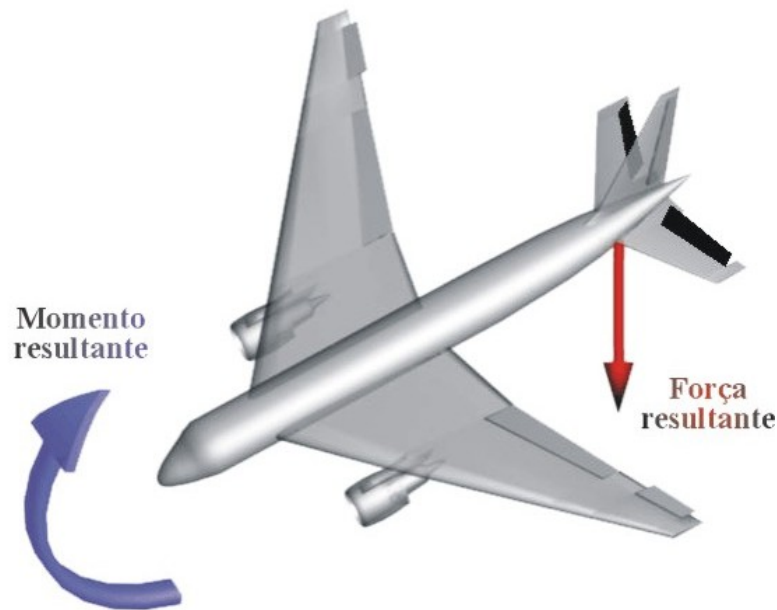


Figura 1.9 - Efeito da atuação dos profundores.

Quando há mais de um profundor numa mesma aeronave, elas trabalham em conjunto, ou seja, todos os profundores irão defletir de um mesmo ângulo e em uma mesma direção. Caso os profundores defletissem com ângulos diferentes, estes iriam induzir uma rotação do avião não apenas no sentido da arfagem.

#### **1.4 - CONTROLE DE ATITUDE DE AERONAVES**

Atitude de um corpo é denominada como sendo a sua orientação no espaço. Juntamente com a velocidade de rotação do corpo, a atitude descreve o movimento rotacional em torno do seu centro de massa. Já a translação descreve o movimento de deslocamento do seu centro de massa em relação a seu referencial.

No caso de aeronaves, o movimento translacional dependerá diretamente de sua atitude, pois o veículo aéreo irá se deslocar na direção de sua orientação. Desta maneira, o controle de atitude se torna essencial para a realização de vôos autônomos.

O controle de orientação ou atitude é o processo de orientação de um determinado objeto em uma direção e consiste de duas áreas: estabilização da atitude, onde o objetivo é manter

uma orientação existente, e controle de manobras de atitude, que consiste na reorientação controlada de uma atitude para outra. (Kuranaga dos Santos, 2001)

A princípio, esse controle foi criado para a realização da função de piloto automático. Hoje em dia, com a evolução da engenharia aeronáutica, esse tipo de sistema se tornou essencial ao funcionamento das aeronaves, pois sem ele muitas aeronaves seriam instáveis em algumas condições de voo ou sempre instáveis. Esse problema de instabilidade foi resolvido com a alteração da dinâmica do avião através do uso do controle realimentado, que é o sistema de controle de atitude. (Sirigineedi, 2005)

## **1.5 - TECNOLOGIA DE POUSO E DECOLAGEM VERTICAL**

Aeronaves VTOL (*Vertical Takeoff and Landing* – Pouso e Decolagem Vertical) têm a capacidade de decolar e pousar sem a necessidade do uso de pistas. Com o mesmo objetivo, foram criadas também aeronaves STOL (*Short Takeoff and Landing*) que pousam e decolam com pouca pista, e aeronaves STOVL (*Short Takeoff and Vertical Landing*) que decolam com pouca pista e pousam na vertical. Todas essas aeronaves estão englobadas em uma única categoria chamada V/STOL (*Vertical/ Short Takeoff and Landing*). (GlobalSecurity.org, 2006a)

Entre os veículos V/STOL mais comuns estão os helicópteros. Porém estes não possuem o mesmo desempenho que os aviões em termos de alcance e velocidade de voo. Devido a isso se buscou, por mais de 25 anos, desenvolver aeronaves que reunissem as capacidades de pouso e decolagem de helicópteros e as características de voo horizontal de aviões. (Anderson, 1981)

Diferentes conceitos foram usados na criação de aviões V/STOL, como senta-cauda (*tail-sitter*), rotor-inclinável (*tilt-rotor*), hélice-inclinável (*tilt-prop*), asa-inclinável (*tilt-wing*), deflexão de corrente de ar (*deflected-slipstream*) e propulsão-vetorizada (*vectored-thrust*). De fato, apenas os conceitos de propulsão vetorizada e rotor inclinável emergiram e chegaram a alcançar estágio industrial. (Hirschberg, 2006)

### 1.5.1 - Senta-cauda (*tail-sitter*)

Este conceito se resume às aeronaves que assumem orientação vertical durante a realização de pousos e decolagens e orientação horizontal para vôos convencionais, conforme pode ser visto na Figura 1.10. Têm como requisito um sistema de propulsão capaz de gerar empuxo maior que o peso de toda aeronave. Por necessitar um menor número de partes móveis (geralmente têm asas e sistema de propulsão fixos) possuem uma menor complexidade mecânica que aeronaves V/STOL que usam outros conceitos (Stone e Clarke, 2001).

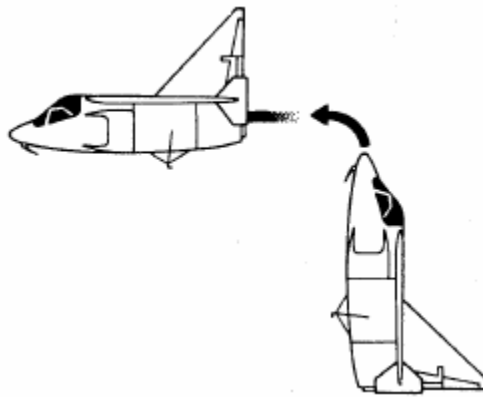


Figura 1.10 – Conceito de pouso e decolagem senta-cauda (Hirschberg, 2006).

Entre as aeronaves desenvolvidas que usam este conceito estão o Lockheed XFV-1, Convair XFY-1 Pogo, Ryan X-13 Vertijet e SNECMA C450 Coléoptère. (AIAA, 2006, Hirschberg, 2006).

#### 1.5.1.1 - Lockheed XFV-1

Após a segunda Guerra mundial, a US Navy estava procurando meios de melhorar suas defesas equipando navios mercantes com aeronaves de pouso e decolagem vertical. Uma competição de projetos no ano de 1950 escolheu as empresas Convair e Lockheed para construir uma aeronave VTOL cada empresa. As duas aeronaves usavam o motor Allison YT40-A-14 acoplados a uma hélice contra-rotativa, sendo capaz de gerar um empuxo de até 4500 kgf. (International V/STOL Historical Society, 2006a)

A Lockheed produziu o XFV-1 (Figura 1.11) com as dimensões em torno de 11 metros de comprimento e 9 metros de envergadura, e sua cauda tinha os estabilizadores com arranjo em X, e roda em suas pontas. O seu controle de vôo vertical era feito pelas mesmas superfícies aerodinâmicas usadas para controlar o vôo horizontal. Um sistema em trilhos era usado para colocar a aeronave na vertical. Um trem de pouso convencional foi colocado temporariamente na aeronave para realização do seu primeiro vôo horizontal. Um total de 27 vôos foram feitos, com a primeira transição para vôo vertical feito acima de 300 metros de altitude. O controle eletrônico do vôo vertical era muito fraco, e a posição do piloto trazia dificuldade de percepção das atitudes de subida, descida e rolagem da aeronave. Nenhuma decolagem ou pouso vertical chegou a ser realizada com esta aeronave. O motor e os sistemas de controle foram considerados insuficientes e o projeto foi cancelado pelo fato do avião não corresponder ao desempenho dos outros aviões caças criados na mesma época. (GlobalSecurity.org, 2006b)



Figura 1.11 - Lockheed XFV-1 (International V/STOL Historical Society, 2006a)

#### 1.5.1.2 - Convair XFY-1 Pogo

Assim como o XFV-1 da Lockheed, o Convair XFY-1 Pogo (Figura 1.12) usava o motor Allison YT40-A-14 e uma hélice contra-rotativa, porém possuía dimensões menores, em torno de 9,5 metros de altura e 8 metros de envergadura. Sua asa era do tipo delta e possuía dois estabilizadores verticais, sendo que o estabilizador que ficava na parte abaixo poderia

ser ejetado para pousos horizontais de emergência. Mais de 300 testes com o avião em cabresto\* foram feitos até a realização do primeiro vôo vertical, em agosto de 1954. A primeira transição para vôo horizontal seguida de pouso vertical ocorreu em novembro de 1954. Continuou a realizar vôos até novembro de 1956, quando o projeto foi cancelado. Assim como o Lockheed XFV-1 foi considerado ter motor e sistema de controle insuficientes, e o avião não correspondia ao desempenho dos outros aviões caças criados na mesma época. (GlobalSecurity.org, 2006c)



Figura 1.12 – Convair XFY-1 Pogo (International V/STOL Historical Society, 2006b)

#### 1.5.1.3 - Ryan X-13 Vertijet

Em 1953 a Força Aérea Americana contratou a Ryan para desenvolver um caça a jato que decolasse e pousasse na vertical. A esta aeronave foi dado o nome de X-13 Vertijet (Figura 1.13). Com comprimento em torno de 7 metros e uma asa em delta com envergadura de aproximadamente 6,5 metros e pesava 3000 kg carregado. Seu motor era o turbo-jato Avon da Rolls-Royce com 4500 kgf de empuxo. No nariz da aeronave havia um gancho que era usado para capturar a aeronave no seu pouso. Uma vez capturada, a plataforma era baixada para a posição horizontal e poderia ser transportada em solo. A propulsão gerada era vetorizada para prover o controle de arfagem e guinada durante o vôo vertical enquanto a rolagem era controlada por jatos sopradores auxiliares. Em abril de 1957 o X-13 fez o primeiro ciclo completo de vôo, quando decolou verticalmente da plataforma, alternou para vôo horizontal, voltou para vôo vertical e pousou na plataforma. No ano seguinte, fez

---

\* Testes com a aeronave presa por cabos e/ou suportes

uma demonstração em Washington, cruzando um rio em voo vertical. A Força Aérea americana optou então por não continuar o desenvolvimento do Vertijet por causa do não cumprimento da exigência operacional. (AIAA, 2006, International V/STOL Historical Society, 2006c)

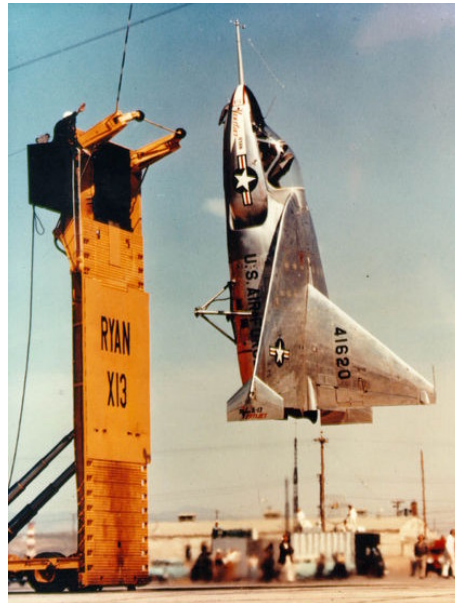


Figura 1.13 - Ryan X-13 Vertijet (International V/STOL Historical Society, 2006c)

#### 1.5.1.4 - SNECMA C450 Coléoptère

Na França, a Société Nationale d'Etude et Construction de Moteurs d'Aviation (SNECMA) começou a trabalhar em um avião a jato tail-sitter em 1954. Vários protótipos que usavam o motor turbo jato Atar D com 3700kg de empuxo foram testados de 1955 a 1957 até chegar ao C450 Coléoptère (Figura 1.14). Este tinha uma fuselagem de 6,6 metros de comprimento com uma asa cilíndrica de 3 metros de diâmetro com quatro barbatanas pequenas. A estrutura aeronaval foi construída pela companhia de Nord. O controle em voo vertical era feito inclinando as entradas de ar do turbo jato e no voo horizontal com a deflexão das pequenas superfícies presentes na asa. Seu primeiro voo vertical livre foi realizado em maio de 1959, durando 3,5 minutos. Em seu nono voo, não foi bem sucedido ao tentar realizar a transição para voo horizontal, perdeu a estabilidade e caiu em seguida. O piloto ejetou a apenas 20 metros de altura e ficou seriamente ferido. Com isso o projeto foi encerrado. (AIAA, 2006)

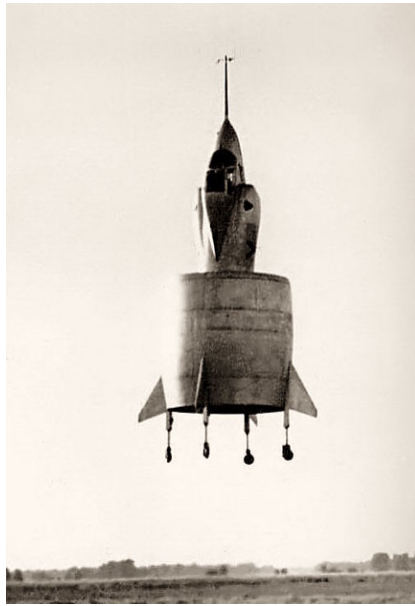


Figura 1.14 - SNECMA C450 Coléoptère (Airbone Grafix, 2006)

### **1.5.2 - Rotor inclinável e hélice inclinável**

Aeronaves VTOL que se baseiam neste conceito se mantêm em orientação horizontal durante o vôo vertical (Figura 1.15). Diferente dos senta-cauda, o sistema de propulsão é inclinado ao invés de toda aeronave. O rotor inclinável se difere do hélice inclinável por usar asas rotativas, semelhante ao de helicópteros, possibilitando melhor controle do vôo vertical. Aviões com hélices inclináveis não chegaram a ser comercializados. Entre os aviões que usam este conceito, foram desenvolvidos o Bell X-22A, o Curtiss-Wright X-100, Curtiss-Wright X-19, e o Nord 500 Cadet. Já entre os que usavam rotores em vez de hélices, foram desenvolvidos o Bell XV-3, o Bell XV-15 e o Bell Boeing V-22 Osprey, que é a única aeronave V/STOL de transporte em produção. (Hirschberg, 2006, AIAA, 2006)

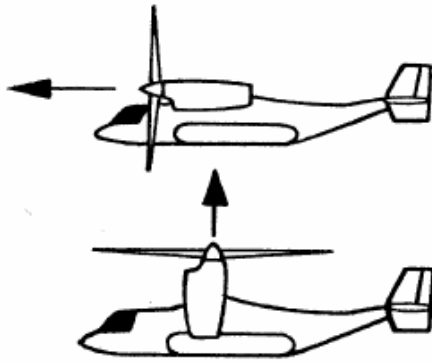


Figura 1.15 - Conceito de pouso e decolagem rotor inclinável e hélice inclinável (Hirschberg, 2006).

### 1.5.3 - Asa inclinável

Este conceito é semelhante ao rotor-inclinável, diferenciando pelo fato de que toda a asa é inclinada juntamente com o sistema de propulsão (Figura 1.16). Assim, os ailerons são usados para controlar a rolagem durante o vôo horizontal e a guinada durante o vôo vertical. É necessário o uso de um rotor adicional na cauda para controle do arfagem durante o vôo vertical. Entre as aeronaves construídas têm-se o Vertol 76 VZ-2, Hiller X-18, LTV-Hiller-Ryan XC-142 e o Canadair CL-84 Dynavert. (Hirschberg, 2006)

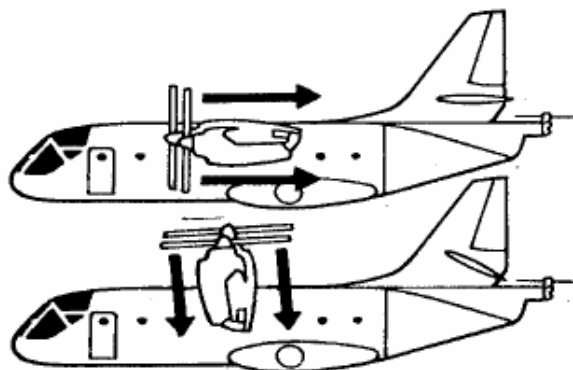


Figura 1.16 - Conceito de pouso e decolagem asa inclinável (Hirschberg, 2006).

### 1.5.4 - Deflexão de corrente de ar

O vôo vertical de aeronaves que usam este conceito é feito através do desvio da corrente de ar gerada pelos propulsores (Figura 1.17). Esta é defletida de 90° com o uso de flaps retráteis. As aeronaves que foram produzidas usando este conceito são Robertson VTOL, Ryan 92 VZ-3 Vertiplane e o Fairchild 224 VZ-5 Fledgling. (Hirschberg, 2006)



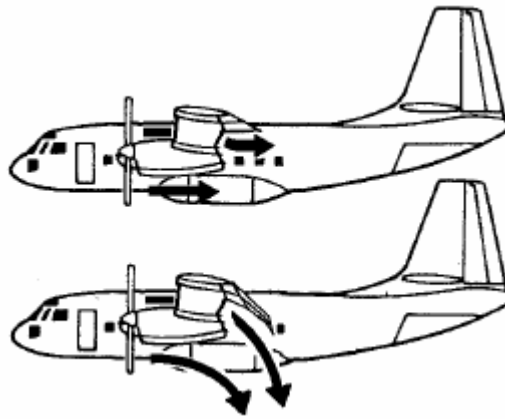


Figura 1.17 - Conceito de pouso e decolagem deflexão de corrente de ar (Hirschberg, 2006).

### 1.5.5 - Propulsão vetorizada

Através do direcionamento da exaustão das turbinas de aeronaves, é gerada a propulsão vertical e horizontal (Figura 1.18). Com sucesso em aplicações militares, esse conceito deu origem aos caças Harrier e Yak-38 Forger. Quando carregados torna-se difícil decolar na vertical, porém uma pista curta é suficiente para que levantem vôo. (Hirschberg, 2006)

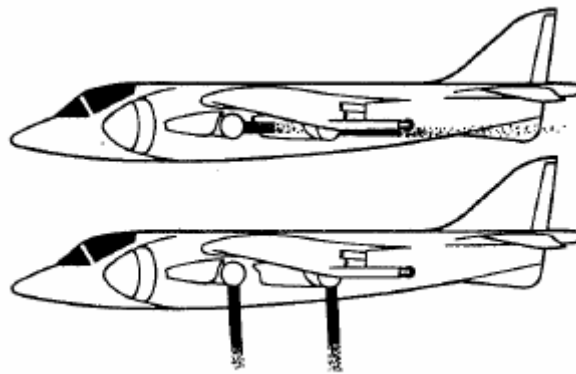


Figura 1.18 - Conceito de pouso e decolagem propulsão vetorizada (Hirschberg, 2006).

## 2 - AERODINÂMICA DE AERONAVES

### 2.1 - INTRODUÇÃO

Quando um objeto sólido interage com um fluido em movimento há uma transmissão de forças do fluido para o objeto. No caso em que o fluido em movimento é o ar ou outro meio gasoso, essas forças são chamadas de forças aerodinâmicas .

Essa transmissão de forças têm duas naturezas. Uma delas corresponde ao atrito entre o fluido e a superfície do corpo. A outra é resultante da pressão exercida pelo fluido no objeto. Somando as forças de ambas naturezas obtêm-se a força aerodinâmica total aplicada ao objeto. Para o cálculo desta divide-se a superfície do objeto em pequenas regiões e soma-se a contribuição de pressão e tensão cisalhante de cada região, ou seja:

$$\vec{F} = \sum p \cdot A \cdot \vec{n} + \sum \tau_w \cdot A \cdot \vec{m}, \quad (2.1)$$

onde  $A$  é a área da superfície,  $p$  é a pressão média local,  $\tau_w$  é a tensão de cisalhamento local,  $\vec{m}$  é o vetor unitário perpendicular a superfícies e  $\vec{n}$  é o vetor unitário tangente a superfície na direção do fluxo do fluido. E considerando cada região com área infinitesimal, chega-se a (Fox e McDonald, 1998):

$$\vec{F} = \int_{\text{superfície}} p \cdot \vec{m} \cdot dA + \int_{\text{superfície}} \tau_w \cdot \vec{n} \cdot dA. \quad (2.2)$$

No caso onde a distribuição de pressão é uniforme, e não há atrito viscoso, a soma vetorial de todas as contribuições é nula, resultando em nenhuma força de interação entre o fluido e o objeto. Normalmente isso se dá em situações onde não há movimento relativo entre o corpo e o fluido.

## 2.2 - EQUAÇÃO DE BERNOULLI

A Equação de Bernoulli dá a relação entre a pressão e a velocidade de um fluido em um escoamento estacionário. Considerando o fluxo do fluido que passa por um tubo conforme a Figura 2.1 a seguir e desprezando os efeitos da viscosidade, pela lei da continuidade, o fluxo de massa pela secção transversal  $A_1$  do tubo é igual ao fluxo de massa pela secção transversal  $A_2$  do tubo, ou seja:

$$\frac{dm_1}{dt} = \frac{dm_2}{dt}.$$

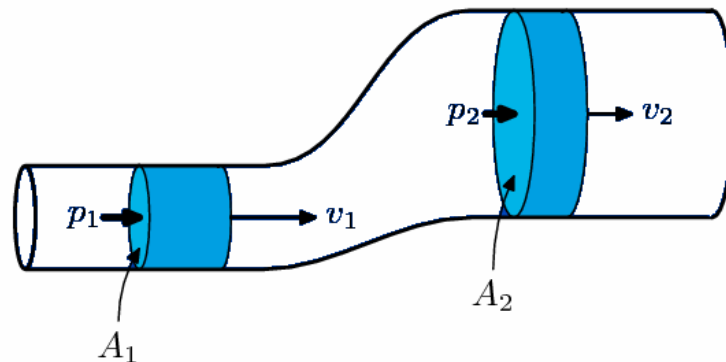


Figura 2.1 - Fluxo de fluido através de um tubo

Logo:

$$A_1 v_1 \rho_1 = A_2 v_2 \rho_2,$$

E para um fluido incompressível:

$$\rho_1 = \rho_2 = \rho,$$

$$A_1 v_1 = A_2 v_2. \quad (2.3)$$

onde  $A$  é a área da secção transversal,  $v$  a velocidade do fluido e  $\rho$  a densidade do fluido.

Considerando que o trabalho realizado pelas forças no fluido leva a um aumento de sua energia cinética:

$$F_1 s_1 - F_2 s_2 = \frac{m_2 v_2^2}{2} - \frac{m_1 v_1^2}{2},$$

$$p_1 A_1 \cdot v_1 \Delta t - p_2 A_2 \cdot v_2 \Delta t = \frac{\rho A_2 s_2 v_2^2}{2} - \frac{\rho A_1 s_1 v_1^2}{2},$$

$$p_1 A_1 \cdot v_1 - p_2 A_2 \cdot v_2 = \frac{\rho A_2 v_2 v_2^2}{2} - \frac{\rho A_1 v_1 v_1^2}{2},$$

$$\left( p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} \right) A_1 \cdot v_1 = \left( p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} \right) A_2 \cdot v_2.$$

E aplicando a Equação (2.3):

$$p_1 + \frac{\rho v_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho v_2^2}{2} = \text{constante}. \quad (2.4)$$

Que é uma das formas da equação de Bernoulli, de onde se define  $p$  como sendo a pressão estática e  $q$  a pressão dinâmica dada por

$$q = \frac{\rho v^2}{2}. \quad (2.5)$$

### 2.3 - FORÇAS AERODINÂMICAS

O movimento relativo de um fluido ocasiona alteração na distribuição de pressão ao redor do corpo por onde passa e induz tensões cisalhantes na superfície deste, conforme descrito anteriormente. No caso de um avião, dependendo do formato da asa e do ângulo de incidência, o fluxo de ar irar ocasionar uma diferença de pressão entre as partes superior e inferior da asa (Figura 2.2).

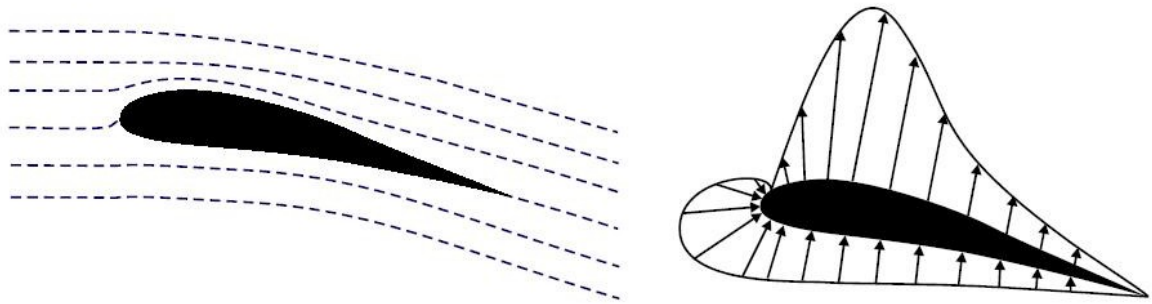


Figura 2.2 – Movimento do ar através de perfil aerodinâmico e distribuição de pressão em torno desse perfil.

Somando a contribuição de pressão e tensão cisalhante ao redor de toda a superfície da asa obtém-se a força  $F$  que representa a transmissão de forças de pressão entre o fluido e a asa. A partir desta defini-se como força de sustentação a componente resultante na direção perpendicular ao movimento do fluido e força de arrasto a componente resultante no sentido do movimento do fluido.

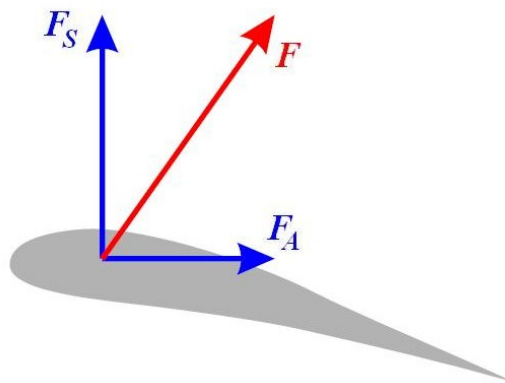


Figura 2.3 – Força aerodinâmica resultante e suas componentes: arrasto e sustentação.

Uma outra maneira de descrever as forças aerodinâmicas é com o uso da teoria Newtoniana. Ao passar pela asa, o fluxo de ar é desviado e, pela lei da quantidade de movimento, se o avião desvia uma grande quantidade de massa de ar, este é empurrado, em sentido oposto, pela massa de ar desviada.

São vários os fatores que influenciam as forças aerodinâmicas. Normalmente estas dependem da velocidade, densidade, viscosidade, compressibilidade e ângulo de incidência do ar (ângulo de ataque), além da forma e tamanho da aeronave.

Para aeronaves geometricamente similares, as forças aerodinâmicas tendem a variar diretamente proporcionais à densidade do ar ( $\rho$ ), à área de superfície da asa ( $A$ ), e ao quadrado da velocidade relativa do vento ( $V$ ). Logo as forças de sustentação e arrasto de uma aeronave serão dadas por (Abbott e Doenhoff, 1959)

$$F_S = C_L \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot A, \quad (2.6)$$

$$F_A = C_D \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot A, \quad (2.7)$$

onde  $C_L$  e  $C_D$  são os coeficientes de sustentação e arrasto da aeronave respectivamente, e são obtidos experimentalmente. Como essas forças correspondem à soma de várias contribuições em torno da asa, ao considerá-las aplicadas em um único ponto, dependendo do ângulo de ataque e do ponto de aplicação aparecerá o momento em torno deste ponto que é expressado por (Abbott e Doenhoff, 1959):

$$M = C_M \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot L \cdot A, \quad (2.8)$$

onde  $L$  é um comprimento de referência (normalmente a corda ou a envergadura da asa) e  $C_M$  é o coeficiente de momento aerodinâmico que também é obtido experimentalmente. Para o ponto de aplicação apropriadamente escolhido (centro aerodinâmico), o coeficiente de momento será aproximadamente constante para a aeronave fora da região de estol (Abbott e Doenhoff, 1959).

## 2.4 - FENÔMENOS AERODINÂMICOS

### 2.4.1 - Estol

A princípio, o aumento do ângulo de ataque irá resultar no aumento da sustentação da aeronave. Mas isso é válido só até certo ponto, a partir do qual aeronave passa a perder sustentação. Esse tipo de fenômeno é o chamado estol e ocorre devido ao desprendimento do fluxo de ar que passa pela asa do avião. (Figura 2.4)

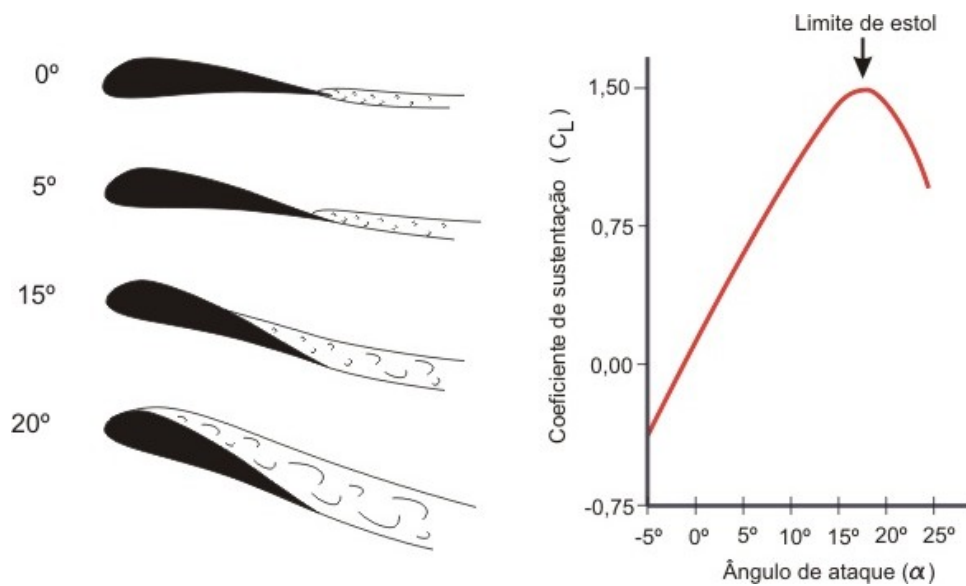


Figura 2.4 – Efeito estol e relação entre ângulo de ataque e coeficiente de sustentação de uma asa de avião.

#### 2.4.2 - Efeito solo

A proximidade da asa com o solo durante a decolagem ou pouso tem um efeito significativo, chamado efeito solo. O efeito solo atua basicamente aumentando o coeficiente de sustentação da asa e reduzindo o coeficiente de resistência induzida do avião. Para uma aeronave senta-cauda na realização de pouso, o efeito solo pode influir significativamente na estabilidade desta, uma vez que as superfícies de controle presentes na cauda estarão próximas ao solo.

#### 2.4.3 - Vórtice de ponta de asa

Outro fenômeno interessante a ser considerado na aerodinâmica da asa é o vórtice de ponta de asa. Como a pressão no extradorso (parte superior) da asa é menor que no intradorso (parte inferior), o ar tende a fluir da parte de baixo da asa para a parte de cima. Este efeito ocorre com mais intensidade na ponta da asa, formando um turbilhonamento (Figura 2.5). Pode ser reduzido com a alteração da geometria da asa ou adição de *winglets*.

A principal consequência deste fenômeno está relacionada ao aumento do arrasto. É visto como a energia retirada do movimento do avião sendo usada para fazer girar esta grande massa de ar, sendo chamado devido a isto de arrasto induzido. Um vórtice pode fazer o avião que vem atrás perder o controle, sendo este o motivo da existência do intervalo de separação mínimo entre as aeronaves.



Figura 2.5 – Efeito do vórtice gerado na ponta das asas (NASA, 2006).

## **2.5 - INFLUÊNCIA DA GEOMETRIA DA ASA**

### **2.5.1 - Perfil da asa**

O perfil de uma asa é a forma geométrica de sua seção transversal. Os coeficientes aerodinâmicos de uma asa estão associados diretamente à geometria de seu perfil. Uma aeronave com perfil de asa mais eficiente terá uma maior relação sustentação/arrasto e consequentemente um melhor desempenho.

Perfis com lados iguais são chamados simétricos e são normalmente usados como estabilizadores. Os perfis assimétricos possuem lados com formatos diferentes e possuem coeficiente de sustentação diferente de zero para ângulo de ataque nulo (Figura 2.6).



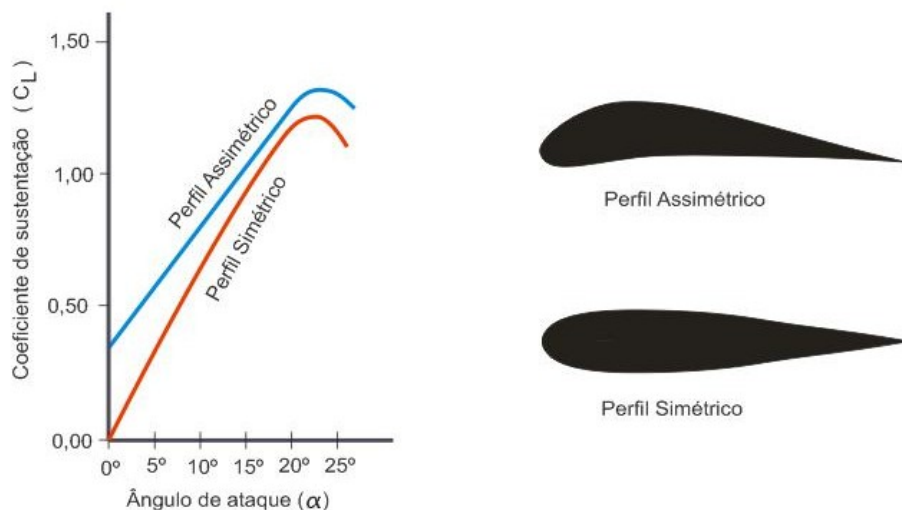


Figura 2.6 - Perfis de asa simétrico e assimétrico.

### 2.5.2 - Geometria planar

Além do perfil, o formato ou geometria planar da asa também influencia diretamente aspectos de seu desempenho como arrasto induzido, posição do centro aerodinâmico, local de início de estol e máxima sustentação. Essa pode ser caracterizada através do alongamento, enflechamento e conicidade. (Rosa, 2006, Abbott e Doenhoff, 1959)

O alongamento de uma asa é a proporção entre a sua envergadura e a sua corda aerodinâmica média (Figura 2.7). Para uma asa com uma mesma área, a que tiver um maior alongamento, terá um maior coeficiente de sustentação. Além disso, a asa com maior alongamento terá um menor arrasto induzido, o que explica porque planadores de alta performance têm grandes envergaduras. (Rosa, 2006)

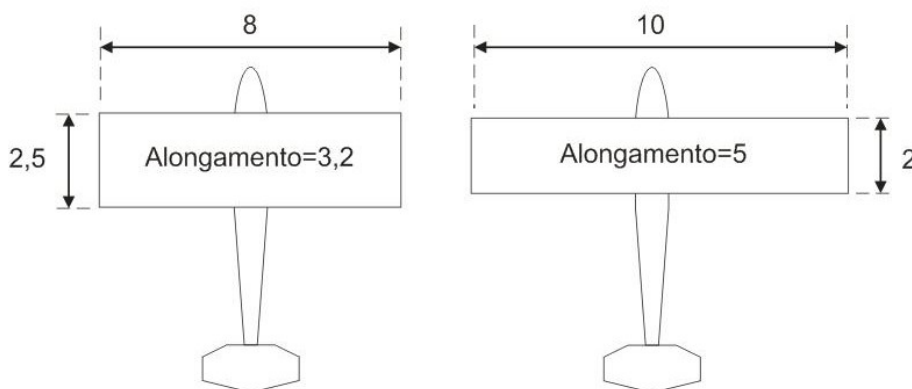


Figura 2.7 - Asas com diferentes alongamentos e mesma área de superfície.

A conicidade é definida como a relação entre a corda na ponta da asa e a corda na raiz da asa (Rosa, 2006). O aumento da conicidade de uma asa implicará uma redução do coeficiente de arrasto induzido, porém o coeficiente de sustentação também será menor. Na Figura 2.8 abaixo é mostrado um exemplo de asas com diferentes conicidade.



Figura 2.8 - Asas com diferentes conicidades.

O efeito do enflechamento de uma asa se dá no deslocamento de seu centro aerodinâmico, causando grandes alterações no coeficiente de momento. O enflechamento para trás (Figura 2.9) é normalmente usado em aviões que têm cauda com pouca área de superfície, aumentando a estabilidade destas.

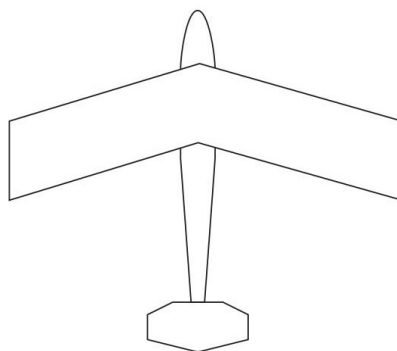


Figura 2.9 - Aeronave com asa enflechada.

### 3 - MODELAGEM DINÂMICA DE AERONAVE SENTA-CAUDA

#### 3.1 - INTRODUÇÃO

O presente capítulo trata do desenvolvimento de um modelo matemático que descreva os vôos vertical e horizontal de uma aeronave senta-cauda. Por possuir também a capacidade de vôo horizontal, deduz-se que este deverá englobar o modelo de aviões comuns. O seu grande diferencial está na consideração da influência do vento gerado pelo sistema de propulsão, que será bastante significativa quando a aeronave estiver realizando vôo vertical, principalmente a baixas velocidades.

#### 3.2 - ORIENTAÇÃO DA AERONAVE

Considere o sistema de coordenadas XYZ preso ao avião com origem no centro de massa e o sistema de coordenadas  $X_T Y_T Z_T$  fixo na Terra conforme a Figura 3.1, onde se observa uma rotação inicial de  $180^\circ$  em torno do eixo X entre os dois sistemas de coordenadas.

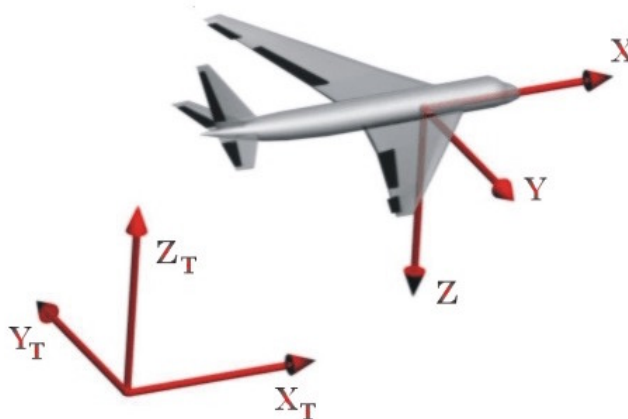


Figura 3.1 – Sistemas de referência preso ao avião e fixo na Terra.

Após consecutivas rotações a aeronave irar assumir uma determinada orientação que pode ser definida através de três rotações consecutivas em torno dos eixos X, Y e Z. Definindo-se então os ângulos de rotação como  $\theta_x$ ,  $\theta_y$  e  $\theta_z$  ter-se-á como matrizes de rotação:

$$R_x(\theta_x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_x) & -\text{sen}(\theta_x) \\ 0 & \text{sen}(\theta_x) & \cos(\theta_x) \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

$$R_y(\theta_y) = \begin{bmatrix} \cos(\theta_y) & 0 & \text{sen}(\theta_y) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\text{sen}(\theta_y) & 0 & \cos(\theta_y) \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

$$R_z(\theta_z) = \begin{bmatrix} \cos(\theta_z) & -\text{sen}(\theta_z) & 0 \\ \text{sen}(\theta_z) & \cos(\theta_z) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (3.3)$$

Para a rotação é feita em torno do próprio sistema de coordenadas na seqüência ZYX, pós-multiplica-se cada rotação obtendo a matriz de rotação final dada por (Schilling, 1990):

$$R(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = R_z(\theta_z) \cdot R_y(\theta_y) \cdot R_x(\theta_x) = \begin{bmatrix} C_Z & -S_Z & 0 \\ S_Z & C_Z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} C_Y & 0 & S_Y \\ 0 & 1 & 0 \\ -S_Y & 0 & C_Y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & C_X & -S_X \\ 0 & S_X & C_X \end{bmatrix},$$

e simplificando:

$$R(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = \begin{bmatrix} C_Y C_Z & S_X S_Y C_Z - C_X S_Z & C_X S_Y C_Z + S_X S_Z \\ C_Y S_Z & S_X S_Y S_Z + C_X C_Z & C_X S_Y S_Z - S_X C_Z \\ -S_Y & S_X C_Y & C_X C_Y \end{bmatrix}, \quad (3.4)$$

Onde  $C_X = \cos(\theta_x)$ ,  $C_Y = \cos(\theta_y)$ ,  $C_Z = \cos(\theta_z)$ ,  $S_X = \text{sen}(\theta_x)$ ,  $S_Y = \text{sen}(\theta_y)$ , e  $S_Z = \text{sen}(\theta_z)$ .

A orientação da aeronave é dada pela própria matriz de rotação que é alterada conforme o avião sofre movimentos rotacionais. A princípio, a ordem em que os movimentos de rotação são executados influencia na orientação final do objeto. Porém, para rotação de pequenos ângulos a ordem não terá influência. (Halliday, 1996)

A matriz de rotação final serve para transformações de coordenadas além de indicar a orientação. A partir da matriz de rotação  $R$  é possível então obter as componentes gravitacionais ao longo dos eixos X Y e Z, fazendo:

$$G_{xyz} = R^{-1}(\theta_x, \theta_y, \theta_z).G = R^T(\theta_x, \theta_y, \theta_z) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -9,8 \end{bmatrix}. \quad (3.5)$$

Além disso, usa-se a matriz de rotação para converter as acelerações lineares e angulares nas coordenadas XYZ para as coordenadas  $X_T Y_T Z_T$  fazendo:

$$\dot{V}_T = R.\dot{V}, \quad (3.6)$$

$$\dot{\Omega}_T = R.\dot{\Omega}. \quad (3.7)$$

Integrando-se então as acelerações em relação ao sistema de coordenadas preso na terra obtêm-se a velocidade linear e a velocidade angular do avião:

$$V_T = \int \dot{V}_T dt, \quad (3.8)$$

$$\Omega_T = \int \dot{\Omega}_T dt. \quad (3.9)$$

Observe que, devido à conservação da quantidade de movimento linear e angular:

$$V = R^T \cdot \int R.\dot{V} dt \neq \int \dot{V} dt, \quad (3.10)$$

$$\Omega = R^T \cdot \int R.\dot{\Omega} dt \neq \int \dot{\Omega} dt. \quad (3.11)$$

E a partir da integral do vetor velocidade  $V$  pode-se obter a posição da aeronave. Já a orientação da aeronave é obtida através da rotação incremental  $d\Theta$  dada por:

$$d\Theta_T = \Omega_T dt \quad \Rightarrow \quad \begin{bmatrix} d\theta_x \\ d\theta_y \\ d\theta_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega_x dt \\ \omega_y dt \\ \omega_z dt \end{bmatrix}$$

Aplicando as rotações incrementais à aeronave, a nova matriz de rotação será dada por:

$$R_n(\theta_x, \theta_y, \theta_z) = R_z(d\theta_z) \cdot R_y(d\theta_y) \cdot R_x(d\theta_x) \cdot R_{n-1}(\theta_x, \theta_y, \theta_z), \quad (3.12)$$

onde  $R_n$  é a matriz de rotação do instante atual e  $R_{n-1}$  é a matriz de rotação do instante anterior. Na implementação computacional as rotações são limitadas ao ângulo máximo de  $1^\circ$  para atender a condição de rotações incrementais. Para situações de grande velocidade angular, aumenta-se o número de rotações em um mesmo ciclo de tempo, conforme programa em anexo.

### 3.3 - FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS

Para o cálculo de forças e momentos atuantes na aeronave considera-se a vista da aeronave no plano XZ, conforme a Figura 3.2, e no plano XY, conforme a Figura 3.3.

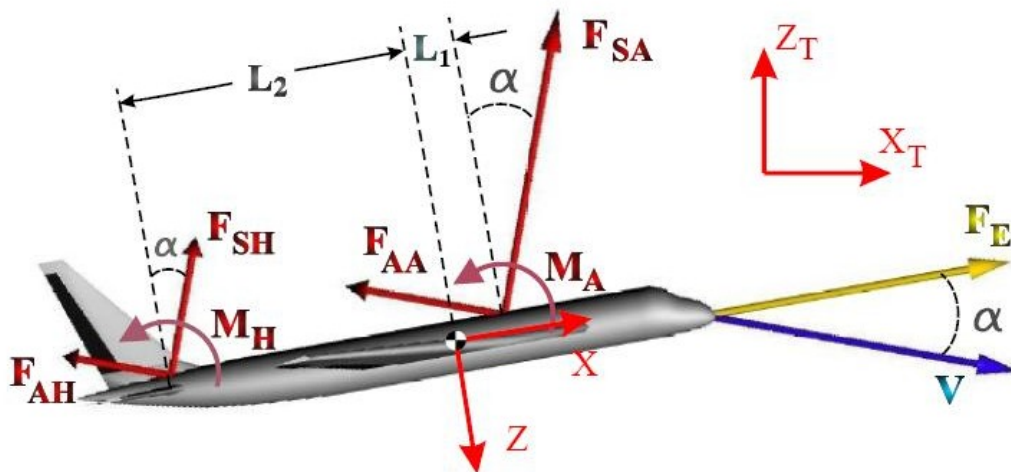


Figura 3.2 – Forças atuantes na aeronave no plano XZ

Na vista XZ,  $F_E$  é a força de empuxo do motor,  $F_{SA}$  é a força de sustentação na asa,  $F_{SH}$  é a força de sustentação no estabilizador horizontal,  $F_{AA}$  é a força de arrasto na asa,  $F_{AH}$  é a força de arrasto no estabilizador horizontal,  $M_A$  é o momento aerodinâmico na asa,  $M_H$  é o momento aerodinâmico no estabilizador horizontal,  $V$  é a velocidade da aeronave em relação ao vento,  $\alpha$  é o ângulo de ataque a aeronave,  $L_1$  é a distância entre o centro de massa e o centro aerodinâmico da asa,  $L_2$  é a distância entre o centro de massa e o centro aerodinâmico da cauda.

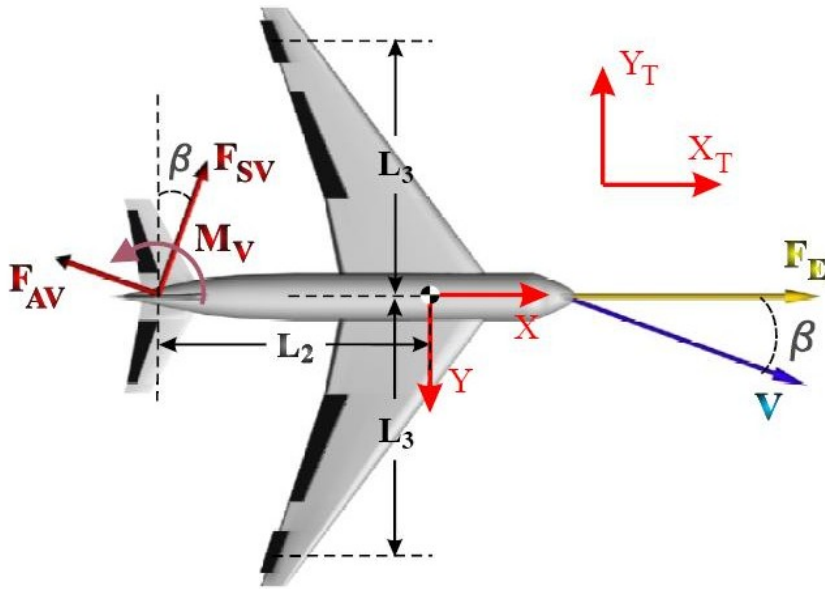


Figura 3.3 – Forças atuantes na aeronave no plano XY

Na vista XY,  $F_{SV}$  é a força de sustentação no estabilizador vertical,  $F_{AV}$  é a força de arrasto no estabilizador vertical,  $M_V$  é o momento aerodinâmico no estabilizador vertical,  $\beta$  é o ângulo de ataque lateral (*sideslip*) e  $L_3$  é a distância entre o centro de massa e o centro aerodinâmico do aileron.

Partindo então do somatório de forças ao longo dos eixos:

$$\sum F_x = m\dot{v}_x,$$

$$\sum F_y = m\dot{v}_y,$$

$$\sum F_z = m\dot{v}_z,$$

que leva a:

$$F_E + (F_{SA} + F_{SH}) \sin \alpha + F_{SV} \sin \beta - (F_{AA} + F_{AH}) \cos \alpha - F_{AV} \cos \beta + mg_x = m\dot{v}_x, \quad (3.13)$$

$$-F_{SV} \cos \beta - F_{AV} \sin \beta + mg_y = m\dot{v}_y, \quad (3.14)$$

$$-(F_{SA} + F_{SH}) \cos \alpha - (F_{AA} + F_{AH}) \sin \alpha + mg_z = m\dot{v}_z. \quad (3.15)$$

Considerando  $F_S$  a força de sustentação total no plano XZ, dada por  $F_S = F_{SA} + F_{SH}$ , e  $F_A$ , a força de arrasto total, dada pela soma vetorial de  $F_{AA}$ ,  $F_{AH}$  e  $F_{AV}$ :

$$F_E + F_S \sen \alpha + F_{SV} \sen \beta - F_{AX} + mg_x = m\dot{v}_x, \quad (3.16)$$

$$-F_{SV} \cos \beta - F_{AY} + mg_y = m\dot{v}_y, \quad (3.17)$$

$$-F_S \cos \alpha - F_{AZ} + mg_z = m\dot{v}_z, \quad (3.18)$$

onde  $F_{AX}$  é a componente de arrasto ao longo do eixo X,  $F_{AY}$  é a componente de arrasto ao longo do eixo Y e  $F_{AZ}$  é a componente de arrasto ao longo do eixo Z, que são dadas por:

$$\vec{F}_A = \begin{bmatrix} F_{AX} \\ F_{AY} \\ F_{AZ} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (F_{AA} + F_{AH}) \cdot \cos(\alpha) + F_{AV} \cdot \cos(\beta) \\ F_{AV} \cdot \sen(\beta) \\ (F_{AA} + F_{AH}) \cdot \sen(\alpha) \end{bmatrix}.$$

Sabendo que a força de arrasto na aeronave terá, por definição, a mesma direção do vento, suas componentes podem ser obtidas facilmente através de:

$$\vec{F}_A = F_A \cdot \frac{\vec{V}}{V} = \frac{F_A}{V} \cdot \begin{bmatrix} v_X \\ v_Y \\ v_Z \end{bmatrix}. \quad (3.19)$$

E, de acordo com as equações (2.6) e (2.7), as forças aerodinâmicas das equações (3.16) a (3.19) são dadas por:

$$F_S = C_L \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot A, \quad (3.20)$$

$$F_{SV} = C_Y \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot A, \quad (3.21)$$

$$F_A = C_D \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot A, \quad (3.22)$$

onde a área de referência  $A$  é considerada como sendo o produto da envergadura pela corda média aerodinâmica da asa e as constantes aerodinâmicas são assumidas como sendo (Ly, 1997):



$$C_L = C_{L0} + \alpha.C_{L\alpha} + \delta_{Profundor}.C_{LProfundor} + \delta_{Flaps}.C_{LFlaps}, \quad (3.23)$$

$$C_Y = \beta.C_{Y\beta} + \delta_{Aileron}.C_{YAileron} + \delta_{Leme}.C_{YLeme}, \quad (3.24)$$

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi.\varepsilon.A_R} + \delta_{Aileron}.C_{DAileron} + \delta_{Profundor}.C_{DProfundor} + \delta_{Leme}.C_{DLeme}, \quad (3.25)$$

onde  $\delta_{Aileron}$  é o ângulo do aileron,  $\delta_{Profundor}$  é o ângulo do profundor e  $\delta_{Leme}$  o ângulo do leme.

Já para os momentos em torno dos eixos aplicados no centro de massa, têm-se:

$$\sum M_x = I_x \dot{\omega}_x,$$

$$\sum M_y = I_y \dot{\omega}_y,$$

$$\sum M_z = I_z \dot{\omega}_z,$$

$$2F_{SAileron} L_3 + M_P = I_x \dot{\omega}_x, \quad (3.26)$$

$$M_A + M_H + F_{SA} L_1 \cos \alpha + F_{AA} L_1 \sin \alpha - F_{SH} L_2 \cos \alpha - F_{AH} L_2 \sin \alpha = I_y \dot{\omega}_y, \quad (3.27)$$

$$-M_V + F_{SV} L_2 \cos \beta + F_{AV} L_2 \sin \beta = I_z \dot{\omega}_z, \quad (3.28)$$

onde  $F_{SAileron}$  é força de sustentação gerada em cada aileron e  $M_P$  o momento gerado pelo sistema de propulsão. Considerando então o momento em torno do centro aerodinâmico da asa em cada um dos eixos dados por:

$$M_X = 2F_{SAileron} L_3, \quad (3.29)$$

$$M_Y = M_A, \quad (3.30)$$

$$M_Z = -M_V + F_{SV} (L_2 + L_1) \cos \beta + F_{AV} (L_2 + L_1) \sin \beta, \quad (3.31)$$

o momento total em torno do centro de massa será:

$$M_X + M_P = I_x \dot{\omega}_x, \quad (3.32)$$

$$M_Y + F_{AeroZ} L_1 = I_y \dot{\omega}_y, \quad (3.33)$$

$$M_Z = I_z \dot{\omega}_z. \quad (3.34)$$

onde  $F_{AeroZ}$  é a componente ao longo do eixo Z da força aerodinâmica total, que pode ser expressa por:

$$F_{AeroZ} = -F_S \cos \alpha - F_A \sin \alpha$$

Aplicando a equação (2.8) para os momentos em torno do centro aerodinâmico:

$$M_X = C_{MX} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A, \quad (3.35)$$

$$M_Y = C_{MY} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot c \cdot A, \quad (3.36)$$

$$M_Z = C_{MZ} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A, \quad (3.37)$$

onde  $c$  é a corda média aerodinâmica da asa,  $b$  a envergadura da aeronave e as constantes aerodinâmicas de momento (Ly, 1997):

$$C_{MX} = \delta_{Aileron} C_{MXAileron}, \quad (3.38)$$

$$C_{MY} = C_{MY0} + \alpha \cdot C_{MY\alpha} + \delta_{Profundor} C_{MYProfundor}, \quad (3.39)$$

$$C_{MZ} = \beta \cdot C_{MZ\beta} + \delta_{Leme} C_{MZLeme}. \quad (3.40)$$

### 3.4 - INFLUÊNCIA DE PROPULSÃO POR HÉLICE

Além da velocidade relativa do vento devido ao deslocamento da aeronave existe também o vento gerado pelo próprio sistema de propulsão. Isso ocorre principalmente quando se trata de um sistema de propulsão por hélices do tipo *pull*. O vento induzido por hélice(s) pode ser considerado desprezível na realização de vôos horizontais em sua maioria. Porém, em vôos verticais, onde a velocidade de deslocamento da aeronave é normalmente baixa, sua influência se torna considerável. Nessa condição, o vento gerado irá ter grande influência sobre as forças aerodinâmicas.

Para modelar essa influência, considere o vento que passa por um sistema de propulsão por hélice conforme a Figura 3.4.

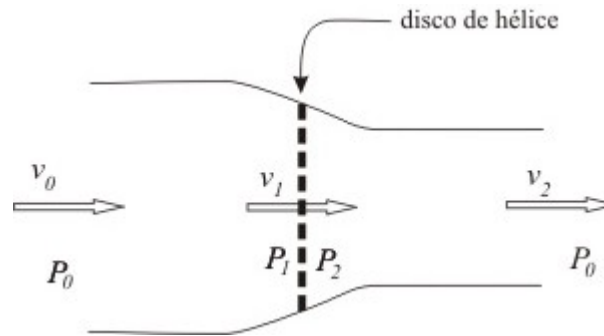


Figura 3.4 – Teoria axial de hélices

Sabendo que  $P$  são valores de pressões locais e  $v$  de velocidades locais do vento, ter-se-á, de acordo com a equação de Bernoulli:

$$\begin{cases} P_0 + \rho \frac{v_0^2}{2} = P_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} \\ P_2 + \rho \frac{v_1^2}{2} = P_0 + \rho \frac{v_2^2}{2} \\ \Delta P_H = P_1 - P_2 = \frac{F_E}{A_H} \end{cases} \quad (3.41)$$

Resolvendo o sistema de equações:

$$\begin{aligned} P_0 + \rho \frac{v_0^2}{2} + P_2 + \rho \frac{v_1^2}{2} &= P_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} + P_0 + \rho \frac{v_2^2}{2}, \\ P_2 - P_1 &= \rho \frac{v_2^2}{2} - \rho \frac{v_0^2}{2}, \\ \Delta P_H = \frac{F_E}{A_H} &= \rho \frac{v_2^2 - v_0^2}{2}, \\ v_2^2 &= 2 \frac{F_E}{\rho A_H} + v_0^2, \\ v_2 &= \sqrt{2 \frac{F_E}{\rho A_H} + v_0^2}. \end{aligned} \quad (3.42)$$

E considerando a aeronave voando a uma velocidade  $\vec{V}$  representada por

$$\vec{V} = [v_x \quad v_y \quad v_z]^T,$$

$$v_0 = v_x,$$

de onde se obtém:

$$v_2 = \sqrt{2 \frac{F_E}{\rho A_H} + v_x^2}. \quad (3.43)$$

e

$$v_i = -v_x + \sqrt{2 \frac{F_E}{\rho A_H} + (v_x)^2}, \quad (3.44)$$

onde  $v_i = v_2 - v_x$  é a chamada por definição velocidade do vento induzida pela hélice.

Logo a velocidade resultante do vento que passa pelo corpo da aeronave será dada por:

$$\vec{V}_{\text{vento}} = [v_2 \quad v_y \quad v_z]^T. \quad (3.45)$$

De onde podem-se calcular os ângulos de ataque e *sideslip* dados por:

$$\alpha = \arctan\left(\frac{v_z}{v_2}\right). \quad (3.46)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{v_y}{v_2}\right), \quad (3.47)$$

que se aplicam às equações de força e momento aerodinâmicos, desenvolvidos no tópico anterior.

### 3.5 - VALIDAÇÃO DO MODELO MATEMÁTICO

A validação do modelo matemático pode ser feita de duas maneiras. Uma delas consiste em comparar a simulação do modelo desenvolvido com o comportamento de uma aeronave real. A outra é feita comparando-se este a um modelo já existente por meio de simulações. Como não se tem posse de uma aeronave, optou-se por realizar a validação por meio de comparações entre modelos.

O modelo a ser utilizado como parâmetro é o Aerosim Blokset, da Unmanned Dynamics, cujo software é livre para uso acadêmico, e foi desenvolvido com o objetivo de simular comportamento de robôs aéreos. Esta validação se restringe apenas ao voo convencional, uma vez que o Aerosim não foi desenvolvido visando a capacidade de realizar vôos verticais. ( Aerosim User Guide, 2006).

Os modelos foram comparados em quatro diferentes situações para uma mesma aeronave e com ausência de sistema de controle de voo. As quatro situações englobam todas as variáveis do modelo, levando à completa validação para voo horizontal.

A primeira situação consiste do lançamento da aeronave a uma velocidade de 20m/s com todas as superfícies de controle em posição nula (não acionadas). A segunda situação consiste do lançamento da aeronave, também a 20 m/s, mas com o profundor defletido de  $-5^\circ$  (forçando o aumento do cabeceio). Na terceira situação tanto o profundor quanto o leme são defletidos de  $-5^\circ$ . Na última situação o profundor é mantido defletido de  $-5^\circ$  e os ailerons são defletidos de  $1^\circ$  apenas no primeiro segundo. Os resultados podem ser visualizados nas Figuras 3.5 a 3.17.

Os parâmetros usados na simulação correspondem aos parâmetros do UAV, cujos valores foram obtidos de acordo com o capítulo 5. Para ambas as simulações foi utilizado o passo de 0,002 segundos e o método numérico Runge-Kutta de ordem 1 (Ruggiero e Lopes, 1996). Foi verificado também que as respostas do Aerosim eram as mesmas quando se usava o método numérico Runge-Kutta de ordem 4 para o passo de 0,002 segundos.

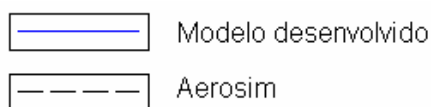


Figura 3.5 - Legenda das simulações de validação

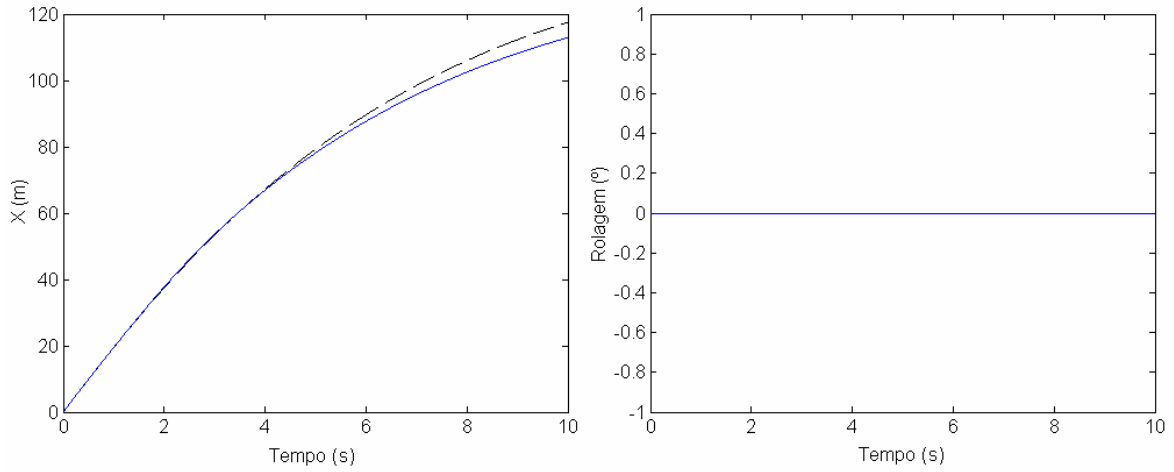


Figura 3.6 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $X_T$  para a situação 1.

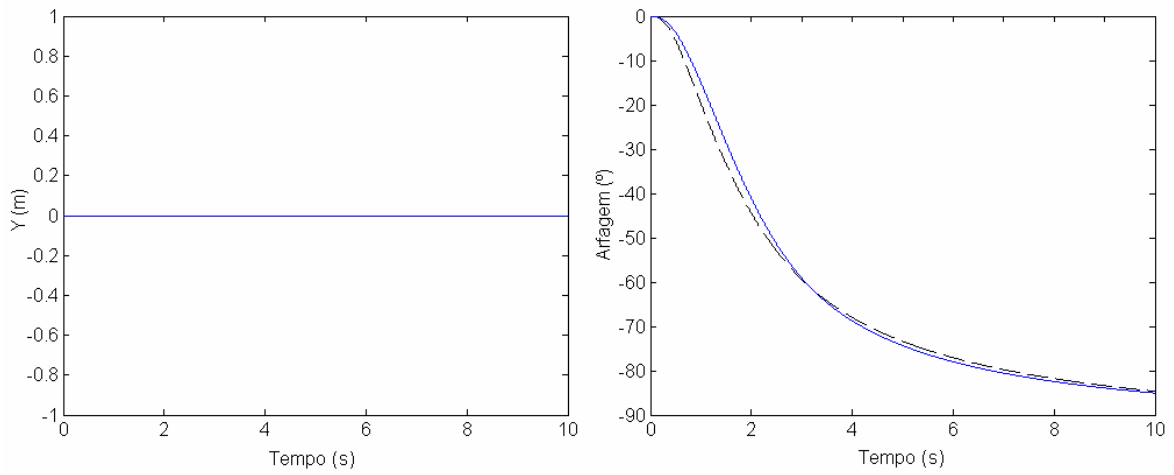


Figura 3.7 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Y_T$  para a situação 1.

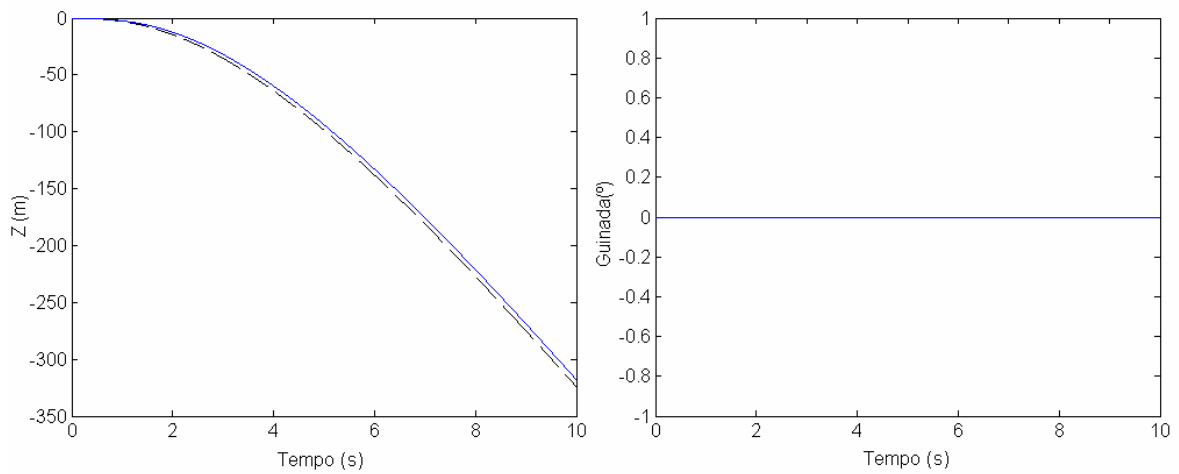


Figura 3.8 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Z_T$  para a situação 1.

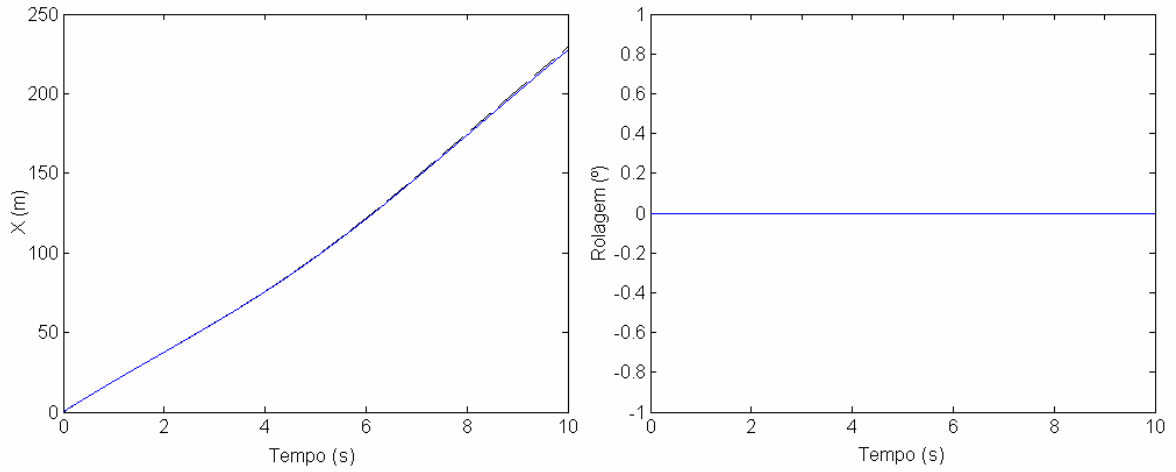


Figura 3.9 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $X_T$  para a situação 2.

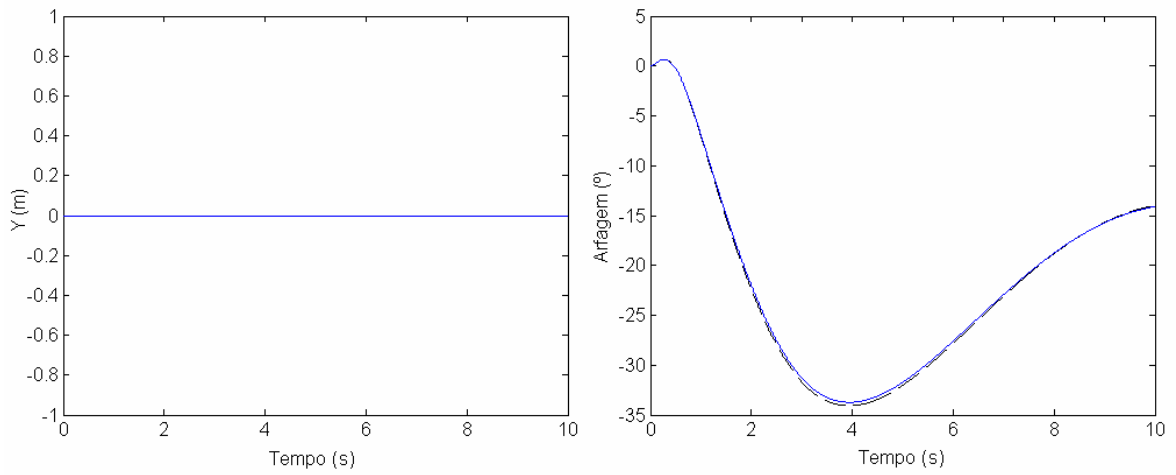


Figura 3.10 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Y_T$  para a situação 2.

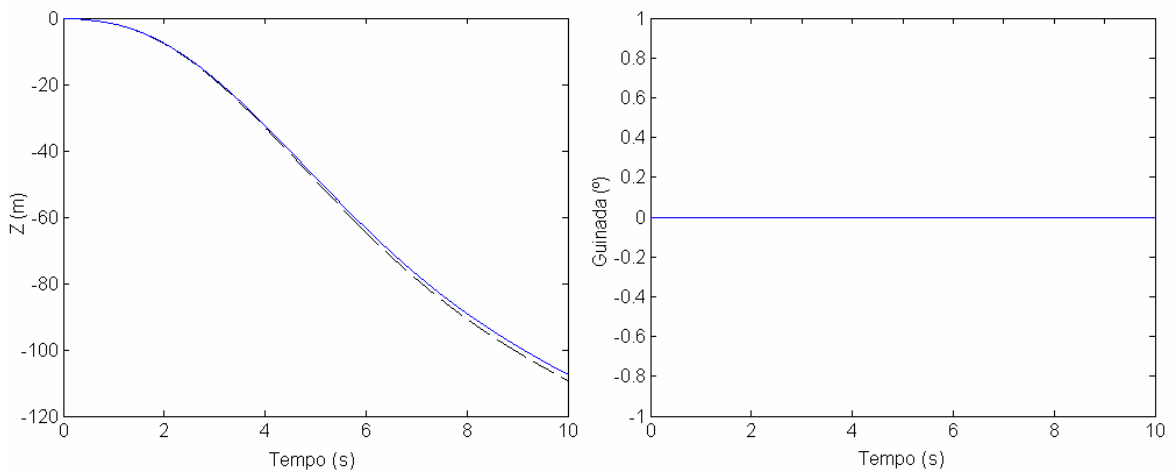


Figura 3.11 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Z_T$  para a situação 2.

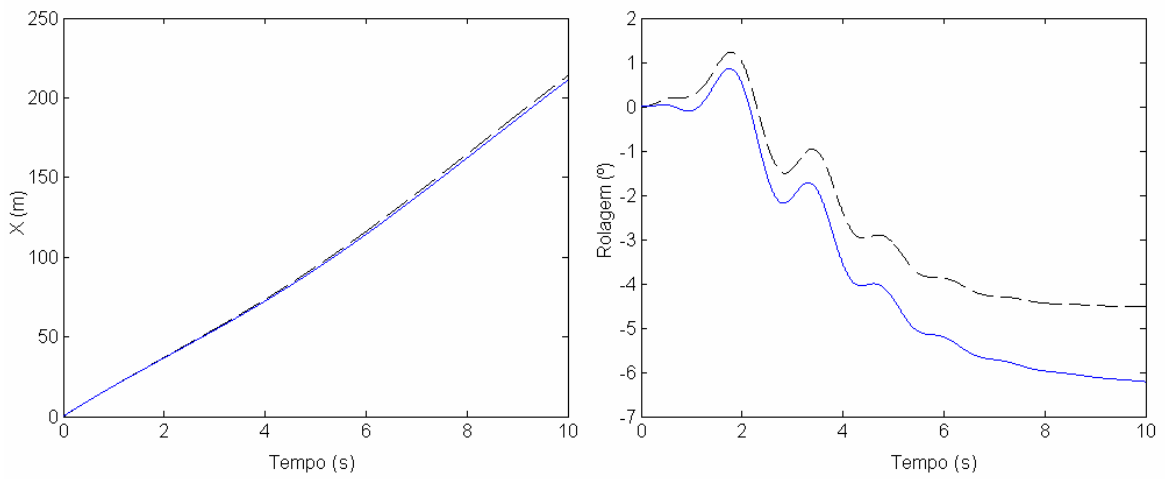


Figura 3.12 – Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $X_T$  para a situação 3.

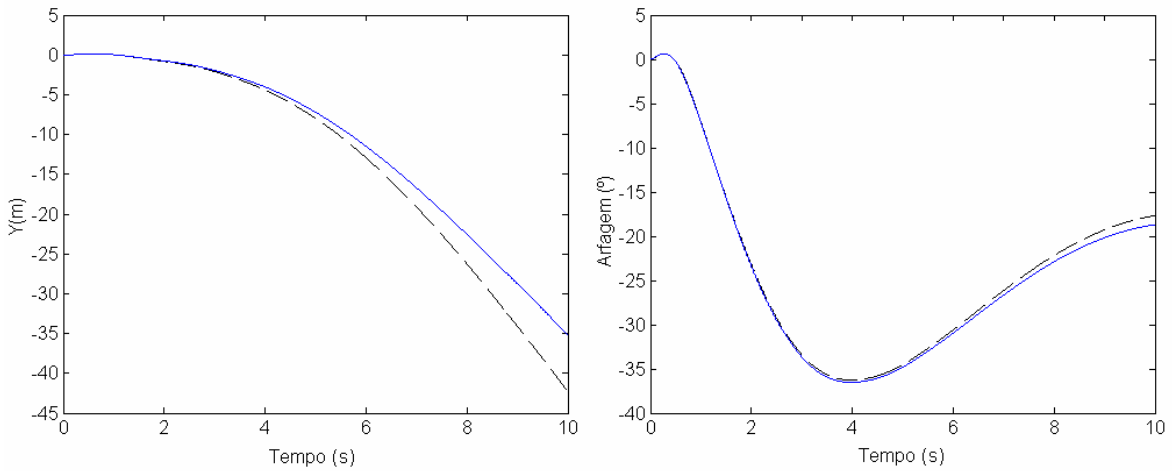


Figura 3.13 – Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Y_T$  para a situação 3.

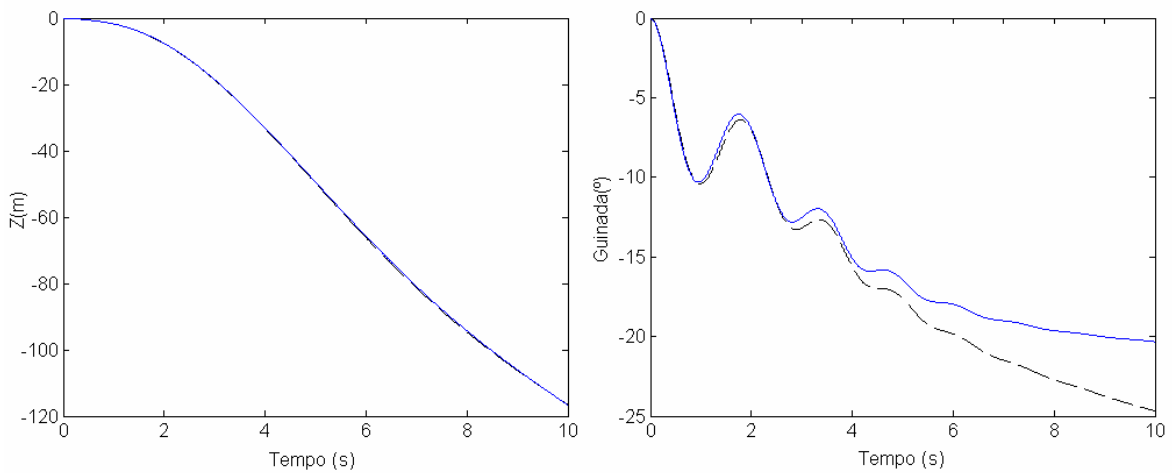


Figura 3.14 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Z_T$  para a situação 3.



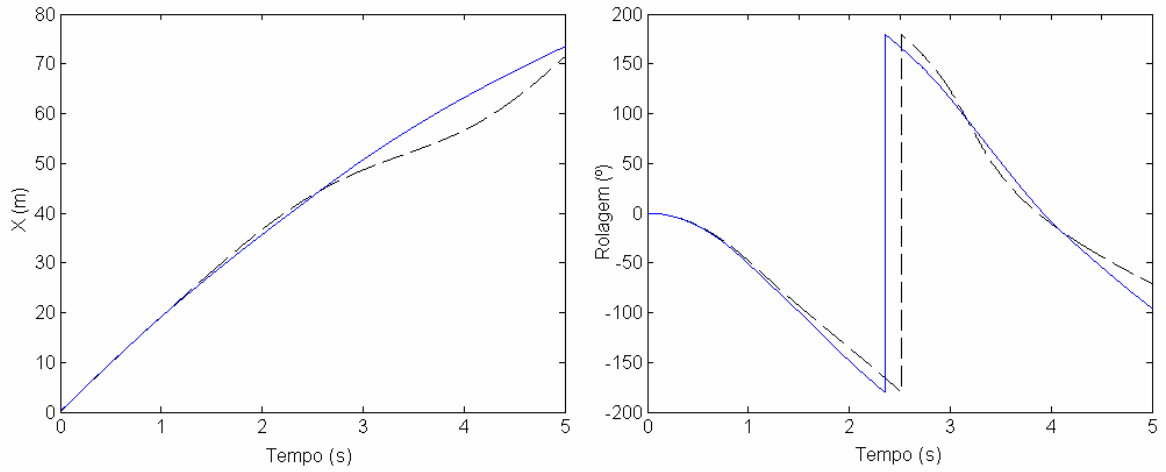


Figura 3.15 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $X_T$  para a situação 4.

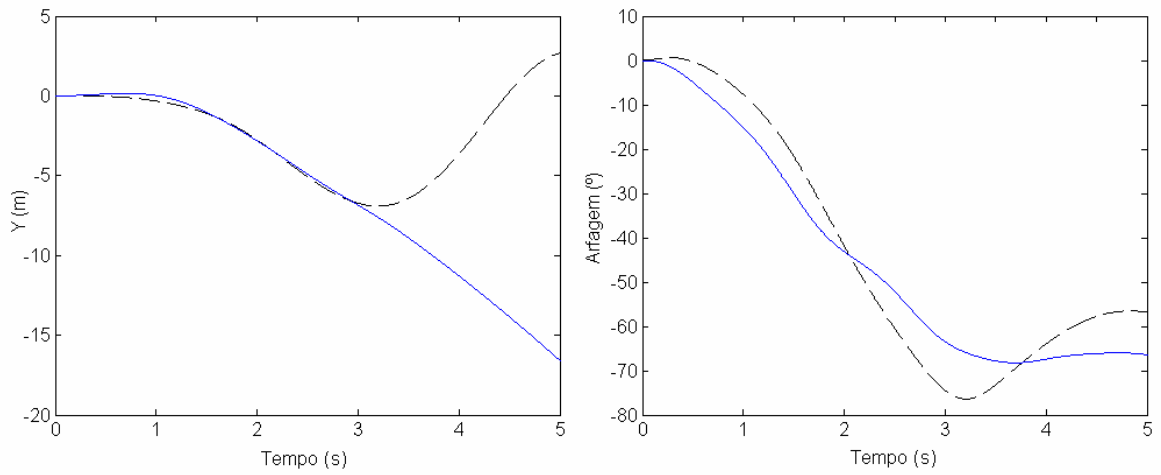


Figura 3.16 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Y_T$  para a situação 4.

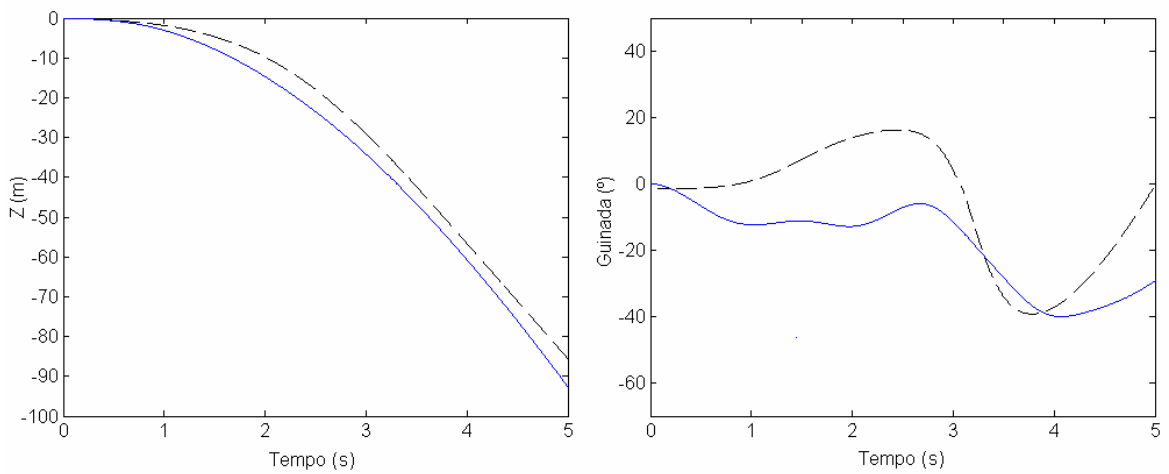


Figura 3.17 - Deslocamento e rotação da aeronave no eixo  $Z_T$  para a situação 4.

De acordo com as simulações averigua-se que os dois modelos mostraram respostas similares para uma mesma situação. Existe certa discrepância no que se refere à trajetória da aeronave, principalmente no último caso. Porém, mesmo assim os dois modelos demonstram possuir frequência de oscilação/rotação igual para uma mesma situação, o que indica grande semelhança no comportamento dinâmico dos modelos matemáticos.

A diferenças observadas ocorrem provavelmente devido a diferenças existentes entre os dois modelos. Estudando o manual do Aerosim verificou-se que as principais diferenças entre os modelos foram o cálculo do ângulo de deslizamento lateral ( no Aerosim este é calculado em relação à velocidade total do vento enquanto que no modelo desenvolvido considera-se apenas as velocidades no plano correspondente), a orientação de aplicação da força de arrasto (no Aerosim as componentes do arrasto são obtidas a partir de cálculos trigonométricos com ângulos de ataque e deslizamento lateral e no modelo desenvolvido é utilizada a mesma orientação do vetor vento relativo), e no cálculo cinemático (o Aerosim utiliza quaternions enquanto o modelo desenvolvido utiliza matrizes com rotações incrementais). Conceitualmente o cálculo do ângulo de deslizamento lateral e a obtenção das componentes do arrasto ao longo dos eixos parecem mais realistas no modelo desenvolvido, sendo necessária comparação com dados experimentais para verificar qual dos modelos representa melhor a realidade.

## **4 - PROJETO E CONSTRUÇÃO DO UAV**

### **4.1 - INTRODUÇÃO**

Este capítulo se refere ao desenvolvimento do projeto de um UAV que seja apropriado para a validação do conceito senta-cauda, a partir de metodologias dadas por Rosa (2006) e Girard (2006).

### **4.2 - OBJETIVO E REQUISITOS**

O UAV a ser desenvolvido tem como requisito principal possuir a capacidade de pouso e decolagem vertical e desempenho aerodinâmico equivalente a aviões. Entre os vários conceitos de pouso e decolagem foi escolhido o senta-cauda (*tail-sitter*), por ter uma menor complexidade mecânica devido a um menor número de partes móveis na aeronave quando comparado com outros conceitos.

Logo aspectos como velocidade de cruzeiro, capacidade de carga, autonomia e altitude de cruzeiro não terão grande significância entre os requisitos do projeto. Um outro aspecto importante é o recurso financeiro, devendo a aeronave ser feita com o menor custo possível.

Entre outros requisitos importantes, têm-se:

- O sistema de propulsão deve gerar uma força de empuxo maior que o peso da aeronave.
- Altitude de cruzeiro deve ser de aproximadamente a altitude local (em Brasília, em torno de 1100m).
- A aeronave deverá ter um compartimento onde caibam as baterias e toda a eletrônica necessária.
- A aeronave de ser simétrica em relação ao seu eixo central para facilitar o controle do vôo vertical.
- O tamanho máximo da aeronave é limitado pelo túnel de vento do laboratório de mecânica dos fluidos da UNB, para que seja possível a realização de medições de parâmetros aerodinâmicos e “testes de cabresto”.

### 4.3 - PROJETO CONCEITUAL

Nesta etapa será feita a definição da configuração da aeronave. Como se trata de uma aeronave senta-cauda, é ideal que esta seja simétrica em relação ao seu eixo central com o objetivo de facilitar o seu controle de vôo vertical. Isso leva às seguintes escolhas: asas com perfil simétrico, ângulo de diedro nulo e ângulo de torção nulo nas superfícies sustentadoras, sistema de propulsão alinhado verticalmente com o eixo central, entre outros que garantam a simetria da aeronave.

Entre outros pontos importantes para definição da configuração, considera-se:

- Asa: trapezoidal (não tão difícil de construir como a asa elíptica, e melhor desempenho que a retangular).
- Estabilizadores vertical e horizontal: por serem pequenos, opta-se por usar superfícies planas nos estabilizadores e suas superfícies de controle, para facilitar a construção da aeronave.
- Perfil de asa: usa-se o NACA0012 por ser um perfil simétrico além de possuir geometria e coeficientes de fácil acesso, uma vez que se trata de um perfil bastante difundido.
- Forma do corpo: usa-se um corpo com forma dada pela revolução do perfil NACA0012, com o objetivo de se obter um baixo coeficiente de arrasto total da aeronave.

A Figura 4.1 apresenta diferentes alternativas de configurações para o projeto em questão. Da esquerda para direita têm-se, na primeira coluna, configurações com sistema de propulsão simples (apenas uma hélice), na segunda, sistema de propulsão com hélices centradas, e na terceira, propulsão com hélices equidistantes do eixo central. De cima para baixo, têm-se, na primeira linha, configurações *full-pull*, no meio, *push-pull*, e na última linha, *full-push*.

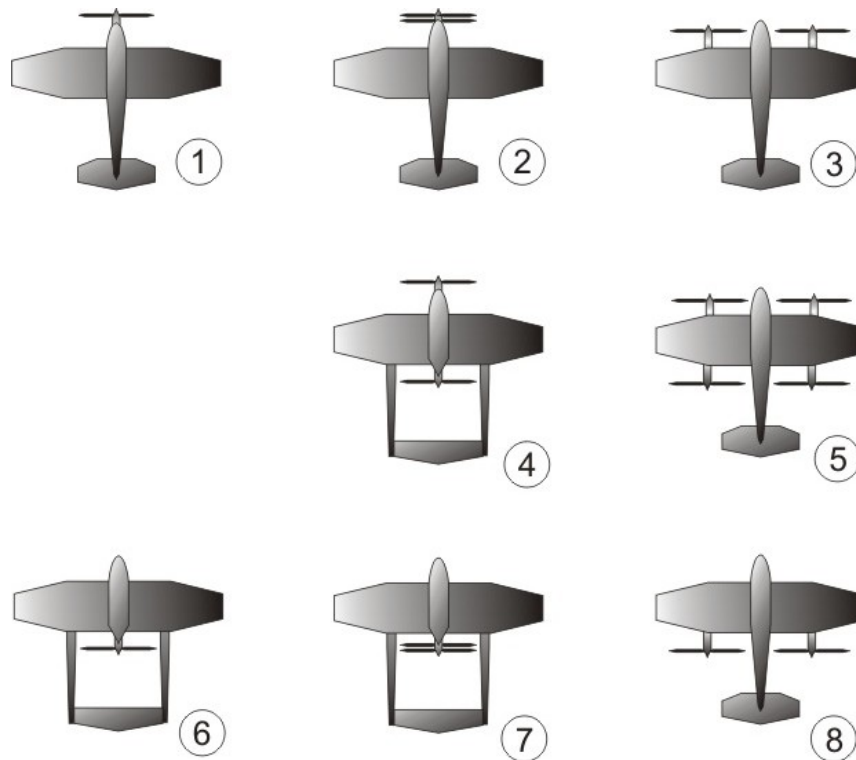


Figura 4.1 - Mapa de configurações.

Dentre as opções possíveis descarta-se inicialmente a última linha, pois as configurações do tipo *push* são mais difíceis de controlar. Além disso, o fluxo de vento gerado pelo sistema de propulsão que passa pelas asas é significativamente menor nessa configuração, o que torna ineficiente o uso das superfícies de controle da asa para controle de voo vertical. Resultam então as configurações de número 1 a 5. A número 5 aumentaria o custo do projeto por necessitar um maior número de componentes. Devido à dificuldade de construção de um sistema de hélices contra-rotativas, descarta-se também a configuração de número 2. Entre as opções restantes, as configurações 1, 3 e 4 opta-se pela primeira, por ser a mais simples e de mais fácil construção.

#### 4.4 - PROJETO PRELIMINAR

Para o dimensionamento da aeronave parte-se dos componentes a serem usados para a sua concepção. Esses componentes estão listados na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 – Lista de componentes a serem utilizados na confecção do UAV.

Componente	Quantidade	Dimensões	Peso
Bateria 11.1V 2200mah	1	100x34x23mm <sup>3</sup>	180g
Motor Brushless Align 290w	1	3,17x27,5x33mm <sup>3</sup>	64g
<i>Speedcontrol</i> para motor <i>brushless</i> 35A	1	45x23x12mm <sup>3</sup>	25g
Servos Futaba S3110	4	21,8x11x19,8mm <sup>3</sup>	4x7,7g
Hélice	1	12"	20g
Demais componentes eletrônicos	-	-	50g
Total	-	-	370g

Estima-se a partir dos componentes as dimensões do compartimento em 12x6x6cm<sup>3</sup>, de modo a comportar a bateria, o *speedcontrol* e demais componentes eletrônicos necessários. Além disso, este espaço permite comportar também uma bateria adicional, uma vez que, dependendo do peso final da aeronave, poderá ser adicionada mais uma bateria para aumentar a autonomia do UAV.

Para cálculo do peso máximo da aeronave, parte-se da equação (3.44), considerando-se a situação de vôo vertical ( $v_x = 0$ ):

$$Pot = F_E \cdot \sqrt{2 \frac{F_E}{\rho A_H}} = \sqrt{2 \frac{F_E^3}{\rho A_H}},$$

$$F_{E_{\max}} = \sqrt[3]{\frac{Pot_{\max}^2}{2} \cdot \rho A_H}. \quad (4.1)$$

Para  $Pot = 290$  w,  $\rho = 1,1$  kg/m<sup>3</sup> e  $A_H = p \cdot (12 \cdot 0,0254 / 2)^2$  m<sup>2</sup>, obtêm-se uma força máxima de empuxo de  $F_E = 12,9$  N. Porém a conversão de energia elétrica em energia mecânica não é 100% eficiente. Deve-se então considerar o valor do rendimento do motor (0,8 - nominal do fabricante):

$$Pot_{\max} = 290 \times 0,8 = 232 \text{ w} \quad \rightarrow \quad F_{E_{\max}} \cong 11,1 \text{ N},$$

em que o vento induzido pela hélice terá uma velocidade de:

$$v_i = \frac{Pot_{\max}}{F_{E\max}} \cong 20,9 \text{ m/s},$$

que equivale, na altitude local (1100 metros) uma pressão dinâmica de:

$$q = \frac{\rho v_i^2}{2} \cong 239 \text{ N/m}^2.$$

Para vôos verticais é necessário que o sistema de propulsão supere o peso da aeronave mais a força de arrasto gerado pelo vento induzido pelo próprio sistema de propulsão. Estima-se a partir disso um peso máximo da aeronave de 800g, que equivale aproximadamente a 8N. Considerando que a aeronave deverá ter uma força resultante de modo a ser capaz de realizar decolagens na vertical, a força de arrasto no vôo vertical deverá ser menor que a diferença entre a força de empuxo e o peso, que é de 3,1N. Reservando uma força de 1,1N para decolagem vertical, ter-se-á, para a força de arrasto:

$$F_A = C_D \cdot A_{ref} \frac{\rho v_i^2}{2} = 2 \text{ N},$$

$$C_D \cdot A_{ref} \cong 0,00957 \text{ m}^2 = 95,7 \text{ cm}^2.$$

Para o perfil de asa NACA0012, o coeficiente de arrasto para um ângulo de ataque nulo é de 0,006 (Abbott, 1959). Estima-se então, com base em aeronaves semelhantes e no perfil de asa o coeficiente total de arrasto de aproximadamente 0,03 (McIver, 2003). Com isso, a área máxima da asa da aeronave será de:

$$A_{ref \max} = \frac{0,00957}{0,03} \cong 0,32 \text{ m}^2 = 3200 \text{ cm}^2.$$

Calculando agora a velocidade máxima que a aeronave pode atingir em um vôo horizontal a partir da equação (2.7) e da força de empuxo para o caso:

$$\begin{cases} F_A = C_D \cdot A_{ref} \frac{\rho v_{max}^2}{2} \\ F_E = \frac{Pot_{max}}{v_{max}} \cdot \eta_m \end{cases},$$

onde,  $\eta_m$  é o rendimento do motor. No equilíbrio,  $F_E = F_A$ , logo:

$$\frac{Pot_{max}}{v_{max}} \cdot \eta_m = C_D \cdot A_{ref} \frac{\rho \cdot v_{max}^2}{2}.$$

E, para o pior caso ( $A_{ref} = A_{ref\ max}$ ):

$$v_{max} = \sqrt[3]{\frac{2Pot_{max} \cdot \eta_m}{\rho \cdot C_D \cdot A_{ref}}} \cong 35 \text{ m/s}.$$

Considerando que a aeronave realiza vôos horizontais à metade da velocidade máxima com 3° de ângulo de ataque ( $C_L = 0,33$  para NACA0012):

$$F_S = C_L \cdot A_{ref} \frac{\rho (v_{max}/2)^2}{2} = 8 \text{ N}$$

$$A_{ref\ min} = \frac{2F_S}{\rho \cdot C_L (v_{max}/2)^2} \cong 0,14 \text{ m}^2 = 1400 \text{ cm}^2$$

Logo, o robô aéreo deverá ter uma área de asa entre 1400cm<sup>2</sup> e 3200cm<sup>2</sup>. Para um alongamento de 5 e uma área de 2300cm<sup>2</sup> (valor médio entre 1400 e 3200cm<sup>2</sup>), as dimensões da asa resultarão em aproximadamente uma corda de 22cm e uma envergadura de 110cm. Porém devido às dimensões do túnel de vento do laboratório de mecânica dos fluidos o limite de envergadura máxima da aeronave é de 1m. Com aproximadamente 10 centímetros de largura do corpo (região entre asa esquerda e direita), a envergadura útil da asa deverá ser de apenas 90 centímetros. Considerando então uma envergadura de 90cm e mantendo o alongamento, o valor de corda equivalente será de 18cm e a área total da asa será de 1620cm<sup>2</sup>, que está dentro do limite de área mínima estabelecido anteriormente.



Calculadas as dimensões da asa, a partir de dados histórico-experimentais estimam-se os valores das demais dimensões. Após testes, caso necessário, essas dimensões poderão ser modificadas de modo a se atingir melhor desempenho e/ou estabilidade. No caso de aeronaves de pequeno porte, esses dados estão resumidos na figura do Apêndice A.

Para a área dos estabilizadores estimam-se valores em torno de 20 a 22% da área da asa conforme o Apêndice A. Além disso, para que o sistema seja estável em situações de ângulo de ataque próximo ao estol, é necessário que alongamento do estabilizador seja menor a da asa. Adotando um alongamento de aproximadamente 3 resulta-se em:

$$\text{Área do estabilizador} = 324 \text{ a } 360\text{cm}^2$$

$$\text{Corda do estabilizador} = 10,5\text{cm}$$

$$\text{Envergadura do estabilizador} = 33\text{cm}$$

$$\text{Área final do estabilizador} = 346\text{cm}^2$$

O comprimento da aeronave deverá ter valor entre 3,5 a 4,5 vezes o valor da corda. Escolhendo o valor médio (4 vezes o valor da corda), a aeronave terá comprimento de 72cm. Com ajustes e modificações no projeto o comprimento final da aeronave resulta em 75cm, devido a alteração da posição dos estabilizadores visando facilitar a construção do UAV.

A partir deste comprimento, definem-se as dimensões e forma de corpo da aeronave pela revolução do perfil NACA0012. O corpo tem também que satisfazer a condição de possuir um compartimento de  $12 \times 6 \times 6\text{cm}^3$ , conforme definido anteriormente. Logo, na região ao longo do compartimento, o corpo da aeronave deverá ter diâmetro de ao menos 85mm, conforme a Figura 4.2.

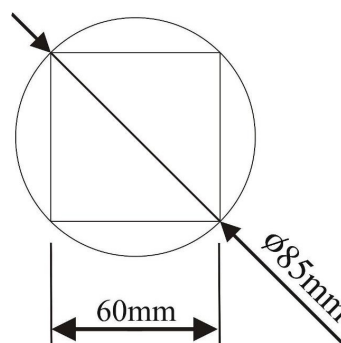


Figura 4.2 – Relação entre diâmetro do corpo e dimensões do compartimento.

Para a revolução do perfil NACA0012 com comprimento de 72cm, foi necessário uma pequena alteração no compartimento de  $12 \times 6 \times 6 \text{cm}^3$  para  $12 \times 5,8 \times 5,8 \text{cm}^3$ , uma vez que o diâmetro mínimo do corpo na aérea do compartimento é em torno de 82,5mm.

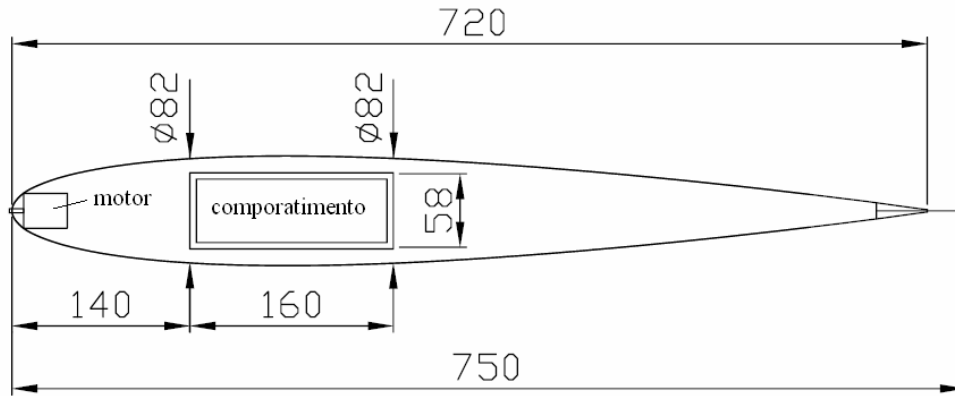


Figura 4.3 - Projeto do corpo da aeronave a partir da revolução do perfil NACA0012 com corda de 720mm.

Para as superfícies de controle, considerou-se o flaperon com um terço da área total da asa, o profundor com dois terços da área do estabilizador horizontal, e o leme com dois terço da área do estabilizador vertical. A grande área relativa das superfícies de controle é justificada pela necessidade durante o voo vertical, uma vez que neste caso as superfícies de controle estarão sujeitas apenas ao vento exaurido pelo sistema de propulsão.

#### 4.5 - PROJETO DETALHADO

Definidas as dimensões da aeronave, deve-se agora detalhar como será a estrutura de cada componente da aeronave. Para as asas, usam-se duas longarinas na parte fixa, e uma no flaperon. Em torno das longarinas adicionam-se nove secções equidistantes com geometria do perfil de asa, conforme pode ser visualizado na Figura 4.4 a seguir.

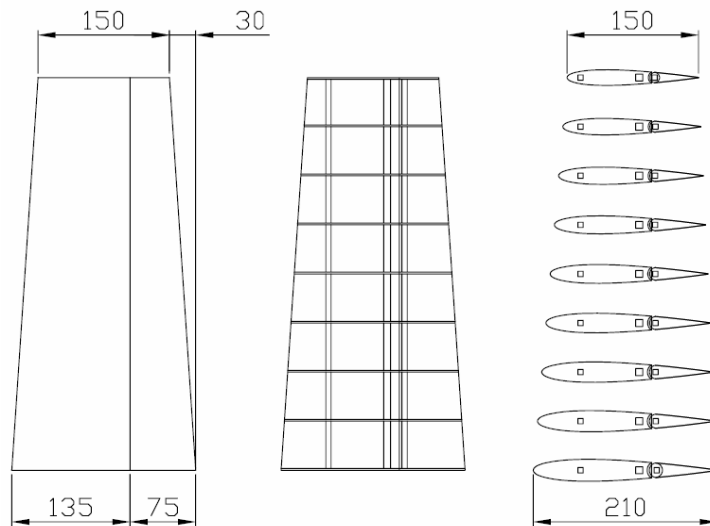


Figura 4.4 - Projeto detalhado da asa.

Para o corpo da aeronave, usa-se a mesma idéia da asa, ou seja, o corpo é composto por longarinas ao redor do qual são distribuídas várias secções, com um posterior preenchimento com um material leve entre as secções. (Figura 4.5)

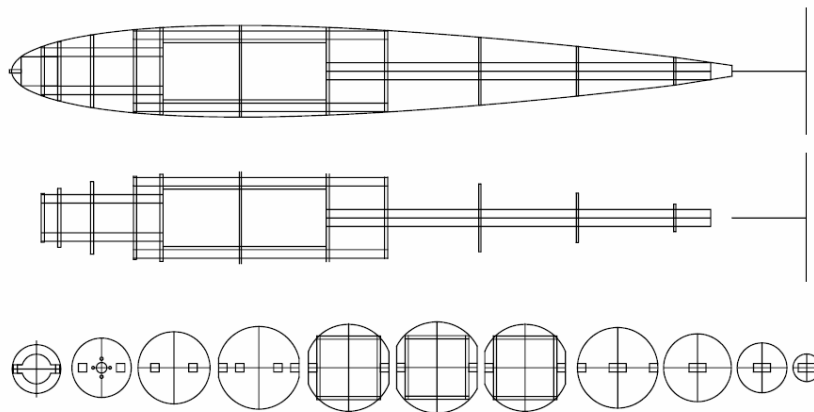


Figura 4.5 - Projeto detalhado do corpo da aeronave.

Para a cauda, como se trata de um perfil plano, usa-se uma estrutura sólida ao invés de uma composição de perfis e longarinas. Como a aeronave deve ser simétrica, o estabilizador vertical fica centralizado, formando uma cauda em cruz, que é fixada na longarina do corpo, conforme pode ser visto na Figura 4.6. Além disso, nos extremos dos estabilizadores são adicionadas superfícies de suporte para a aeronave, de modo a possibilitar o pouso e a decolagem na posição vertical.

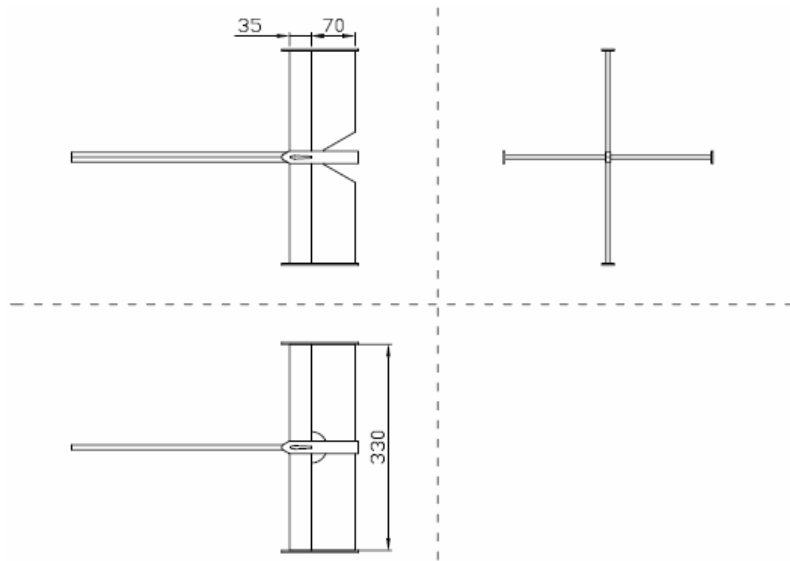


Figura 4.6 - Projeto detalhado da cauda.

Montando-se todas as partes da aeronave chega-se a configuração completa da aeronave, que é mostrada na Figura 4.7 a seguir.

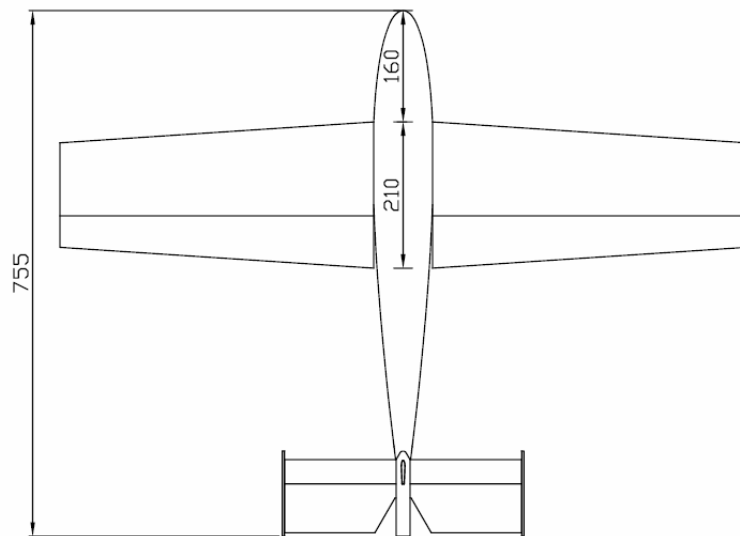


Figura 4.7 - Projeto da aeronave.

#### 4.6 - CONSTRUÇÃO DO UAV

Para construção do veículo aéreo foram usados 4 tipos de materiais. Na Tabela 4.2 a seguir, é mostrada a lista dos materiais usados e suas respectivas densidades.

Tabela 4.2 – Materiais utilizados na confecção do UAV e respectivas densidades.

Material	Madeira balsa	Isopor 1	Isopor 2	Filme plástico
Densidade	280mg/cm <sup>3</sup>	14mg/cm <sup>3</sup>	21mg/cm <sup>3</sup>	9,7mg/cm <sup>2</sup>

A madeira balsa foi usada para fazer o esqueleto da aeronave, completando a estrutura com o isopor. Nas extremidades foi usado o isopor mais denso, e no restante da aeronave o isopor 1. Visando à redução do peso, as asas foram feitas com o esqueleto coberto por filme plástico, sendo usado isopor apenas nos bordos de ataque e de fuga.

Dividindo a aeronave em 4 partes (asas, corpo e cauda) determina-se, a partir do projeto, a quantidade aproximada de material a ser usada para parte da aeronave. E, de acordo com a Tabela 4.3, estima-se o peso de cada parte e total da estrutura aeronave.

Tabela 4.3 – Quantidade de material a ser utilizado e peso estimado do UAV.

	Madeira balsa	Isopor 1	Isopor 2	Filme plástico	Peso Estimado
Asa Esquerda	92cm <sup>3</sup>	350cm <sup>3</sup>	270cm <sup>3</sup>	1110cm <sup>2</sup>	47g
Asa Direita	92cm <sup>3</sup>	350cm <sup>3</sup>	270cm <sup>3</sup>	1110cm <sup>2</sup>	47g
Corpo	206cm <sup>3</sup>	1160cm <sup>3</sup>	504cm <sup>3</sup>	-	85g
Cauda	230cm <sup>3</sup>	-	-	-	65g
				Total	244g

Somando o peso total da estrutura da aeronave ao peso de seus componentes, conforme tabela 4.1, chega-se a 614g. Com isso, tem-se uma folga de 186g para eventuais diferenças entre o peso estimado e o peso final.

Como os valores estimados de peso dentro das especificações do projeto, realizou-se a construção da aeronave (Figura 4.8). Esta foi feita em duas etapas, sendo a primeira a construção das partes, e a segunda a montagem.

Depois de construída, a estrutura apresentou o peso de 253g. Com isso, estima-se o peso final da aeronave em 623g, restando 177g de folga. Com a adição de uma bateria extra o peso final da aeronave será de 803g, que é aceitável por estar menos de 1% acima do peso máximo estimado.

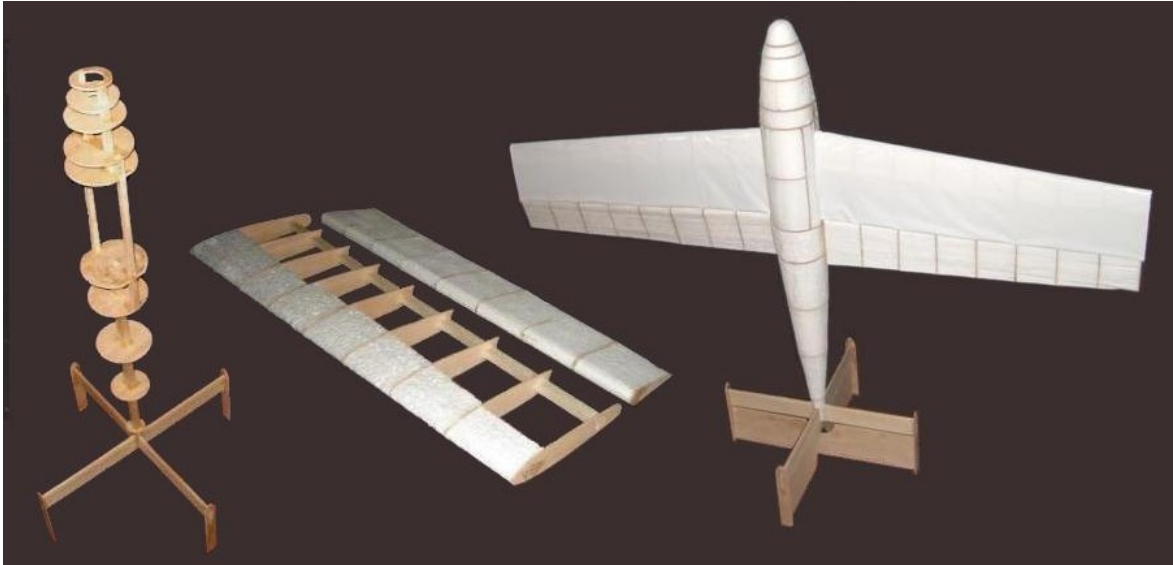


Figura 4.8 - Protótipo do UAV

## **5 - MEDIÇÃO DOS PARÂMETROS DO UAV**

### **5.1 - INTRODUÇÃO**

Este capítulo se refere à medição dos parâmetros aerodinâmicos do robô aéreo no túnel de vento do laboratório de mecânica dos fluidos da UNB e cálculo aproximado do momento de inércia e posição relativa do centro de massa.

Para determinação dos coeficientes aerodinâmicos foi construído previamente um sistema de medição de forças e momentos a partir de balanças eletrônicas e utilizado a seguinte metodologia: primeiramente, o veículo aéreo e suas superfícies de controle são posicionados; em seguida é feita a medição das forças atuantes no corpo para quatro velocidades de vento distintas; por último, é verificado se houve variação na posição da aeronave ou suas superfícies de controle. No caso positivo, repete-se todo o processo para a mesma posição a partir da primeira etapa. Em anexo são encontradas algumas fotos relativas a realização das medições.

### **5.2 - SISTEMAS DE MEDIÇÃO**

Foram feitos basicamente dois sistemas de medição distintos. Um deles consiste de dois suportes retos, colocados cada um sobre uma balança, usado para medir valores de momento e sustentação. O outro é um suporte em L com uma junta rotativa e a ponta apoiada sobre uma balança, usado para medir valores de arrasto. Os sistemas de medição estão esquematizados nas Figuras 5.1 e 5.2 a seguir. Os desenhos esquemáticos dos suportes podem ser visualizados no Anexo A.

Antes de iniciar as medições no túnel de vento, foi averiguada a influência dos suportes nas medições. Esta se deu submetendo os suportes a ação do vento e examinando os valores indicados nas balanças. Ao realizar este procedimento constatou-se que essa influência é desprezível, uma vez que a medição teve intensidade menor que a resolução das balanças.

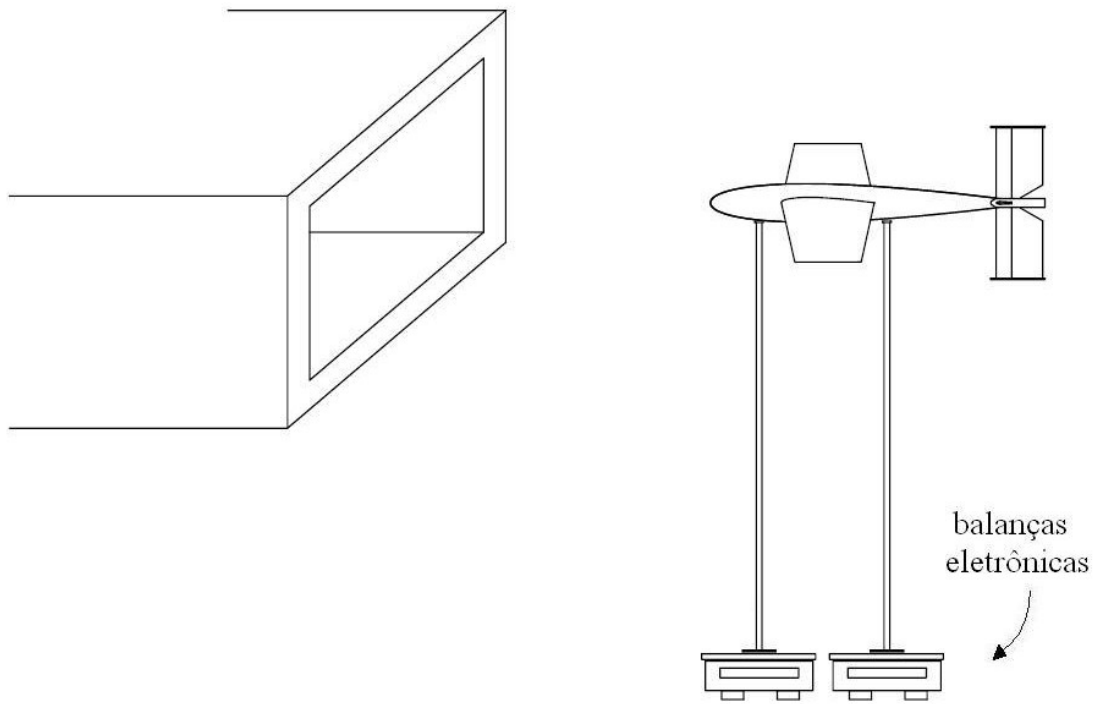


Figura 5.1 - Sistema de medição de sustentação e momento aerodinâmico.

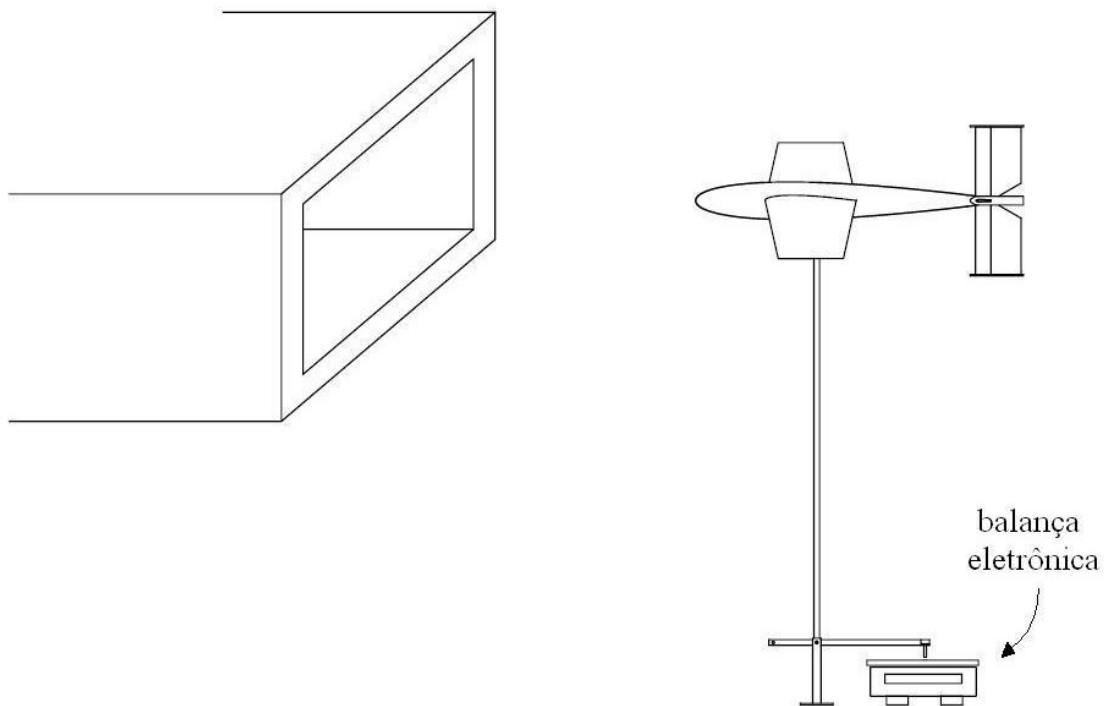


Figura 5.2 - Sistema de medição de arrasto.



### 5.3 - MEDIÇÃO DOS COEFICIENTES DE MOMENTO E SUSTENTAÇÃO

Pelo sistema de medição implementado, pode-se obter o valor da sustentação total da aeronave com a soma direta dos valores medidos. Porém, quando se deseja obter o valor resultante do momento aerodinâmico, deve-se descontar a influência da força de arrasto (Figura 5.3).

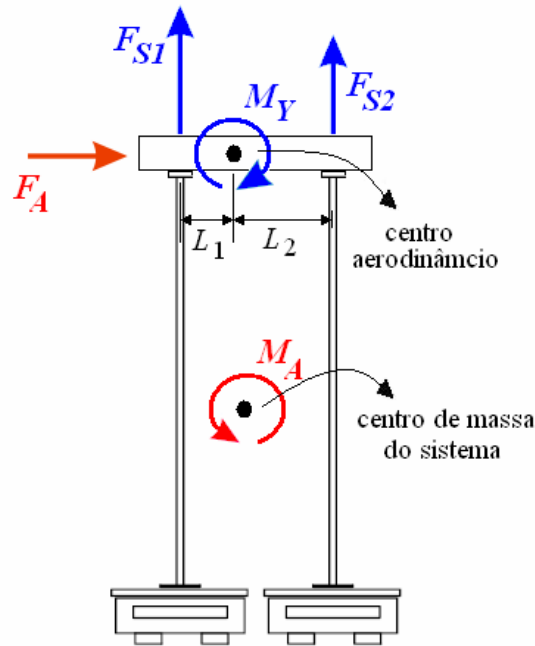


Figura 5.3 – Medição da sustentação e do momento aerodinâmico.

Como se trata de uma aeronave simétrica, o arrasto será o mesmo para duas situações distintas em que os ângulos de ataque, de deslizamento lateral, e das superfícies de controle, tenham o mesmo valor em módulo. Já para o momento aerodinâmico, este terá valor proporcional aos ângulos de influência conforme as equações (3.38), (3.39), e (3.40). Logo desconta-se o momento gerado pelo arrasto fazendo-se a subtração do momento medido para uma situação pelo momento medido para a situação simétrica. Como exemplo, considere  $M_P$  o momento medido para  $\alpha = 10^\circ$  e  $M_N$  o momento medido para  $\alpha = -10^\circ$  sendo os demais ângulos nulos em ambas as situações. Logo o momento aerodinâmico será dado por:

$$M = \frac{M_P - M_N}{2}. \quad (5.1)$$

Considerando  $M_A$  o momento gerado pelo arrasto:

$$M = \frac{(M + M_A) - (-M + M_A)}{2} = \frac{2M}{2}$$

Para facilitar a obtenção dos parâmetros da aeronave, ajustou-se apenas um ângulo de cada vez, mantendo-se todos os demais ângulos nulos. Os momentos foram medidos em relação ao centro aerodinâmico da asa, cuja posição foi considerada no eixo central do UAV e distante 25% da corda em relação ao bordo de ataque. Os gráficos resultantes das medições podem ser visualizados nas Figuras 5.4 a 5.12. O resumo dos dados obtidos é mostrado nas Tabelas 5.1, 5.2 e 5.3. Os dados mais detalhados podem ser encontrados no Anexo B.

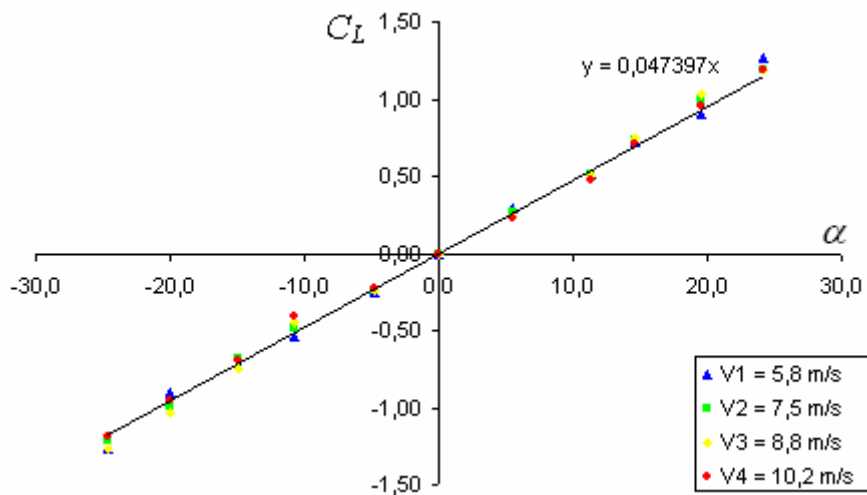


Figura 5.4 - Relação entre ângulo de ataque e coeficiente de sustentação.

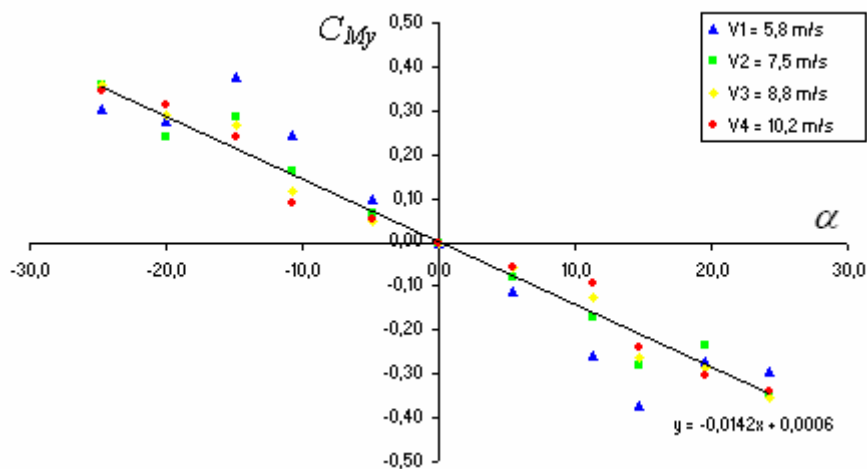


Figura 5.5 - Relação entre ângulo de ataque e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Y.

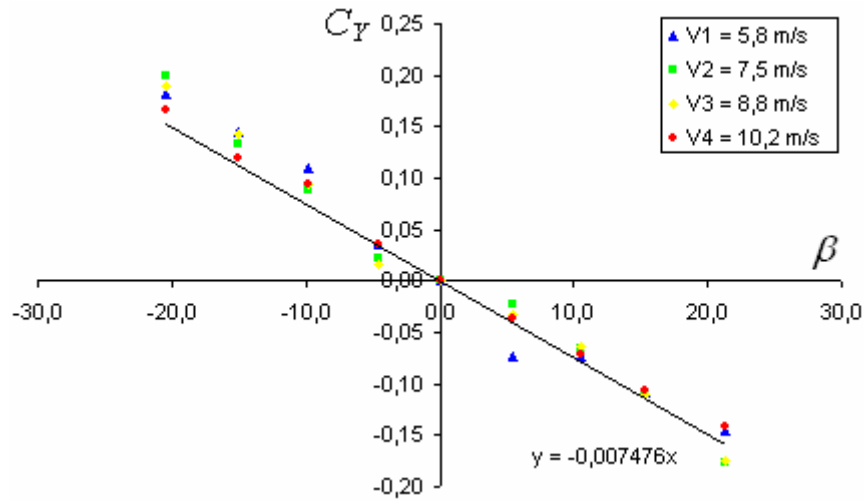


Figura 5.6 – Relação entre ângulo de deslizamento lateral e coeficiente de sustentação lateral.

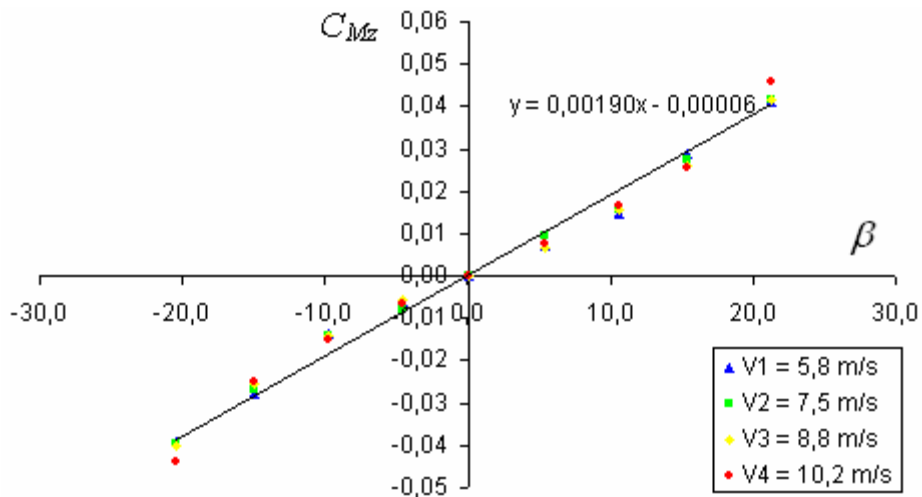


Figura 5.7 – Relação entre ângulo de deslizamento lateral e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Z.

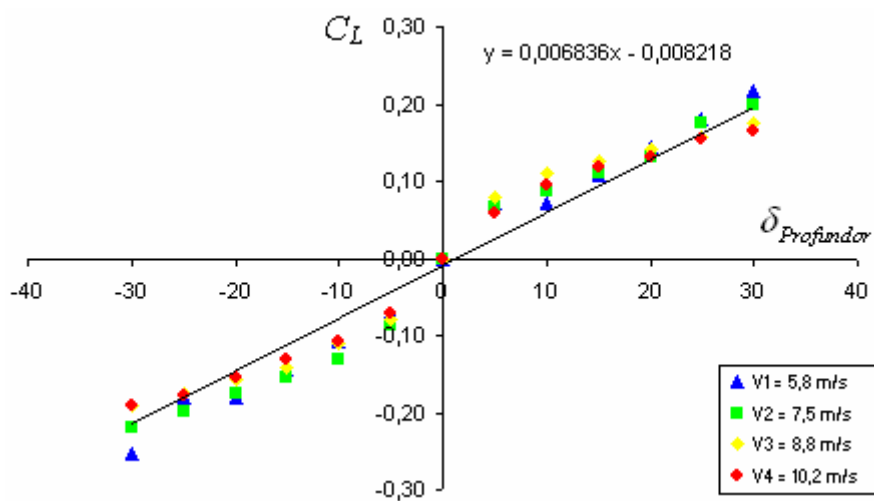


Figura 5.8 - Relação entre ângulo do profundor e coeficiente de sustentação.

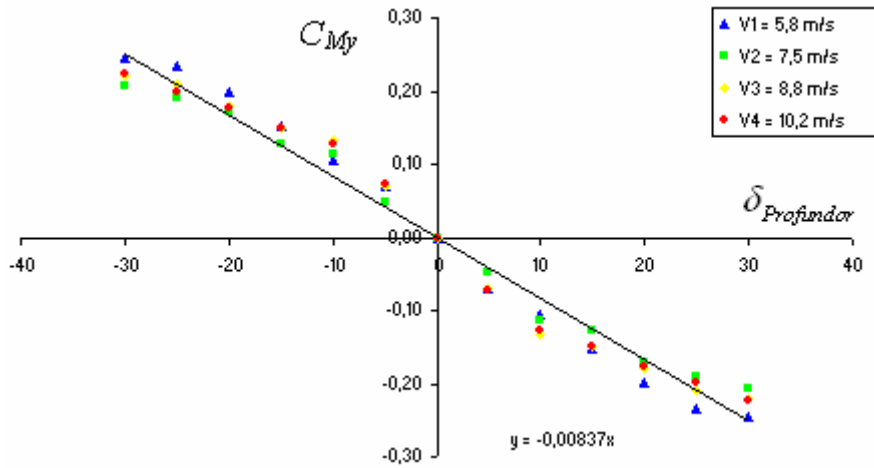


Figura 5.9 - Relação entre ângulo do profundor e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo Y.

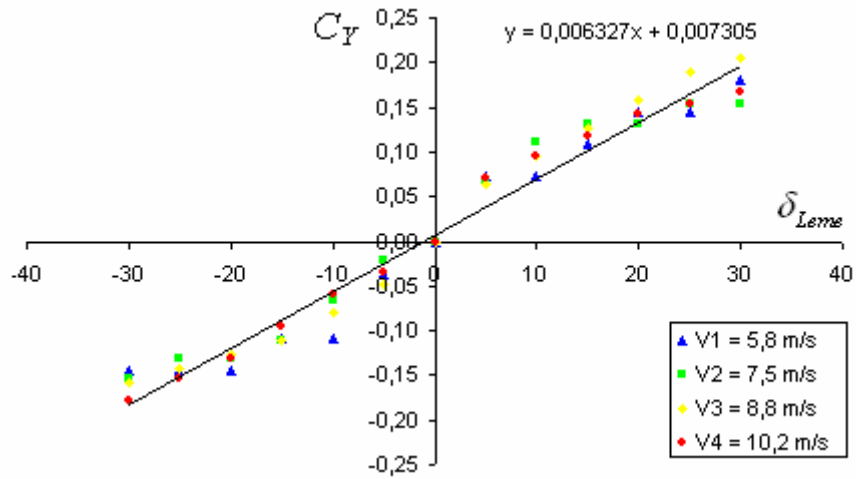


Figura 5.10 - Relação entre ângulo do leme e coeficiente de sustentação lateral.

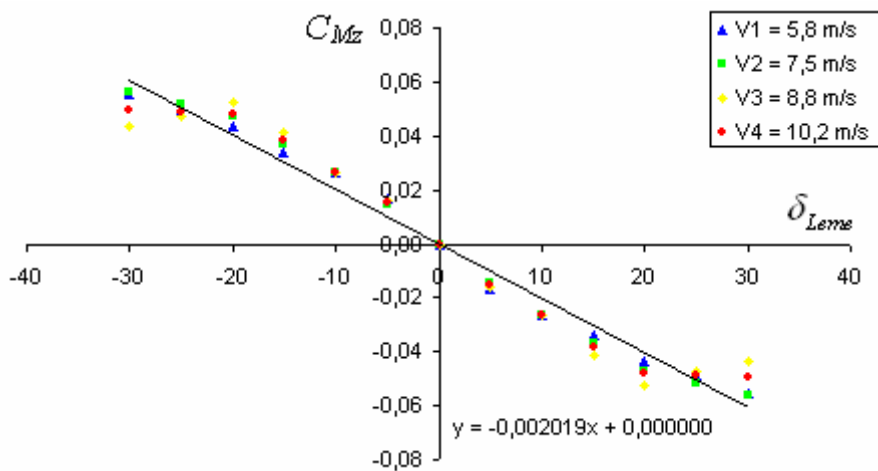


Figura 5.11 - Relação entre ângulo do leme e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo z.

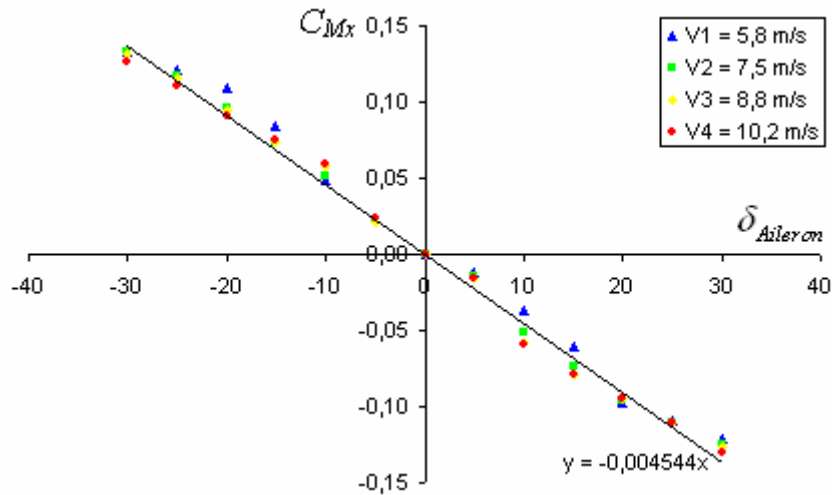


Figura 5.12 - Relação entre ângulo dos flaperons (conjugados) e coeficiente de momento aerodinâmico em torno do eixo X.

Tabela 5.1 – Coeficientes de sustentação.

Coeficiente	p/ ângulo em graus	p/ ângulo em radianos
$C_{L0}$	0,00000	0,0000
$C_{L\alpha}$	0,04719	2,7039
$C_{LProfundor}$	0,00684	0,3917
$C_{LFlaps}$ ( $C_{LFlaperons}$ )	0,02038	1,1677

Tabela 5.2 – Coeficientes de sustentação lateral.

Coeficiente	p/ ângulo em graus	p/ ângulo em radianos
$C_{Y\beta}$	-0,007476	-0,4284
$C_{YAileron}$	0,000000	0,0000
$C_{YLeme}$	0,006327	0,3625

Tabela 5.3 – Coeficientes de momento aerodinâmico.

Coeficiente	p/ ângulo em graus	p/ ângulo em radianos
$C_{MXAileron}$	-0,00454	-0,2604
$C_{MY0}$	0,0000	0,0000
$C_{MY\alpha}$	-0,0142	-0,8136
$C_{MYProfundor}$	-0,00837	-0,4796
$C_{MYFlaps}$ ( $C_{MYFlaperons}$ )	0,00307	0,1758
$C_{MZ\beta}$	0,00190	0,1089
$C_{MZLeme}$	-0,00202	-0,1157

## 5.4 - MEDIÇÃO DOS COEFICIENTES DE ARRASTO

Para o sistema de medição implementado, o valor medido na balança equivale à soma de duas componentes: a força de arrasto, que é o valor que se deseja medir, e a componente de momento aerodinâmico em torno do ponto de fixação. (Figura 5.13)

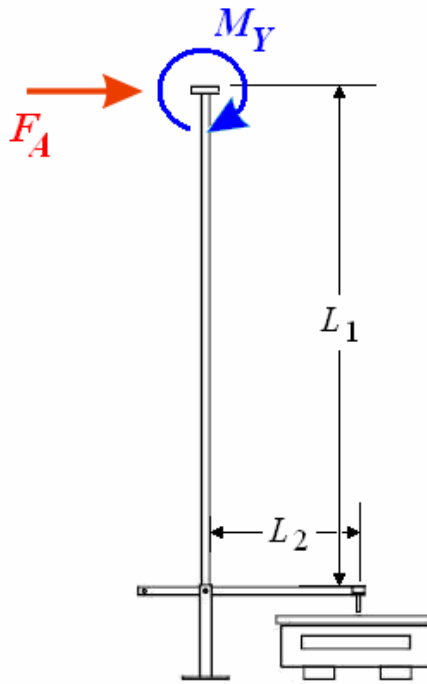


Figura 5.13 - Medição de arrasto.

Neste caso, o único valor que se deseja medir é o arrasto. Para a aeronave com ângulo de ataque e ângulo do profundor nulos, o valor do momento  $M_Y$  será zero, o que implica que o arrasto será dado diretamente por:

$$F_A = X \cdot \frac{L_2}{L_1}, \quad (5.2)$$

onde  $X$  é o valor lido na balança, que pode ser dado por:

$$X = F_A \cdot \frac{L_1}{L_2} + k \cdot M_Y, \quad (5.3)$$

Para demais casos, onde  $M_Y$  é diferente de zero, este poderá ser calculado, de acordo com a equação (3.39), por:

$$M_Y = k_1 \cdot \alpha + k_2 \cdot \delta_{Profundor} \cdot \quad (5.4)$$

Logo a força de arrasto pode ser mensurada a partir de valores medidos para  $\pm\alpha$  e  $\pm\delta_{Profundor}$ . Como exemplo, considere  $X_P$  o valor medido para  $\alpha = 10^\circ$  e  $X_N$  o valor medido para  $\alpha = -10^\circ$  sendo  $\delta_{Profundor} = 0$  em ambas as situações. Logo a força de arrasto será dada por:

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \frac{L_2}{L_1} [X_P + X_N],$$

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \frac{L_2}{L_1} \left[ \left( F_A \cdot \frac{L_1}{L_2} + k \cdot M_{YP} \right) + \left( F_A \cdot \frac{L_1}{L_2} + k \cdot M_{YN} \right) \right],$$

e de acordo com a equação (5.4):

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \frac{L_2}{L_1} \left[ 2F_A \cdot \frac{L_1}{L_2} + k \cdot M_{YP} - k \cdot M_{YP} \right],$$

$$F_A = \frac{1}{2} \cdot \frac{L_2}{L_1} \left[ 2F_A \cdot \frac{L_1}{L_2} \right] = F_A.$$

Da mesma maneira que na medição da sustentação, ajustou-se apenas um ângulo de cada vez, mantendo-se todos os demais ângulos nulos. Os gráficos resultantes das medições podem ser visualizados nas Figuras 5.14 a 5.17. O resumo dos dados obtidos é mostrado na Tabela 5.4. Os dados mais detalhados podem ser encontrados no Anexo C.

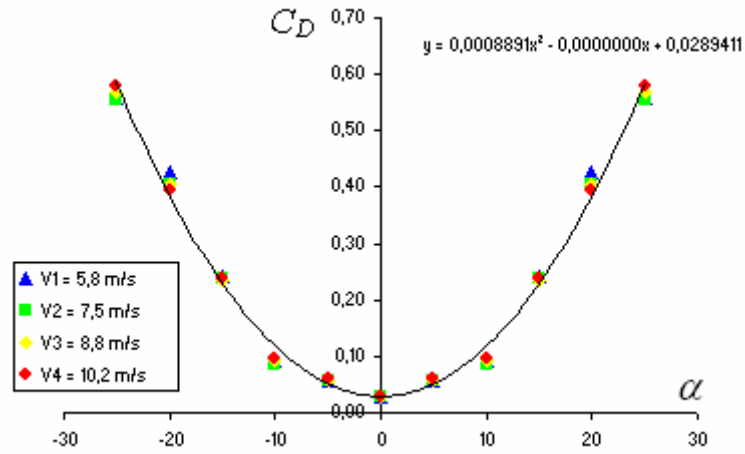


Figura 5.14 – Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo de ataque.

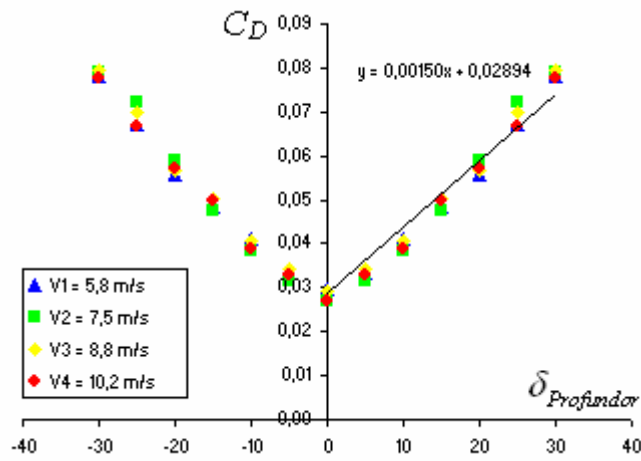


Figura 5.15 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo do profundor.

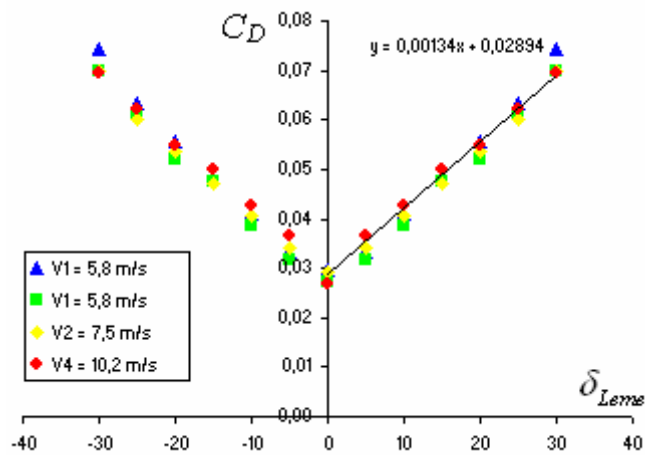


Figura 5.16 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo do leme.



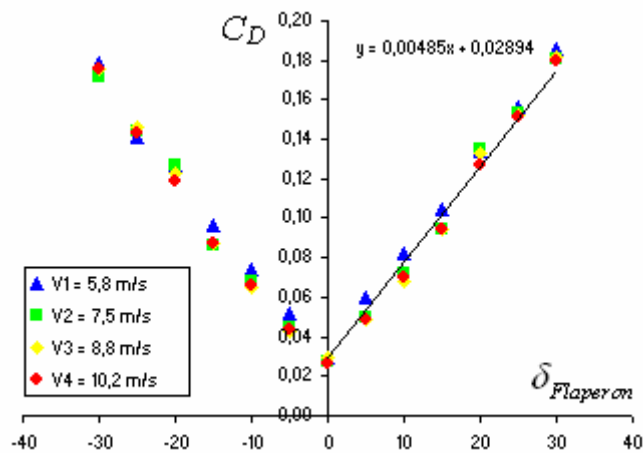


Figura 5.17 - Relação entre coeficiente de arrasto e ângulo dos flaperons.

Tabela 5.4 – Coeficientes de arrasto.

Coeficiente	p/ ângulo em graus	p/ ângulo em radianos
$C_{D0}$	0,02894	0,02894
$\varepsilon$	0,15946	0,15946
$C_{DProfundor}$	0,00150	0,0859
$C_{DLeme}$	0,00134	0,0768
$C_{DAilerons}$ ( $C_{DFlaperons}$ )	0,00485	0,2779

## 5.5 - MOMENTOS DE INÉRCIA E POSIÇÃO DO CENTRO DE MASSA

Como a medição do momento de inércia da aeronave pode danificar a mesma, será feita uma estimativa destes valores a partir do peso e posição de seus componentes e estrutura. Para isso, algumas partes são consideradas pontuais e outras contínuas. Os mesmo dados de peso e posição serão utilizados também para determinação do centro de massa da aeronave em relação ao centro aerodinâmico da asa.

Calcula-se primeiro o centro de massa uma vez que os valores do momento de inércia serão calculados em relação a este. Para facilitar, todas as partes da aeronave são consideradas massas pontuais, com os seus centros de massas posicionados em seus centros geométricos. Os resultados podem ser visualizados na Tabela 5.5.

Tabela 5.5 – Posição do centro de massa em relação ao centro aerodinâmico.

Componente	Massa (g)	Posição X(cm)	Posição Y (cm)	Posição Z (cm)
Motor + hélice	84	20,0	0	0
Servo da asa esquerda	7	-1,0	-15,0	0
Servo da asa direita	7	-1,0	15,0	0
Servos da cauda	14	-40,0	0	0
Corpo	85	-3,5	0	0
Cauda	65	-46,0	0	0
Asa esquerda	47	0,0	-190	0
Asa direita	47	0,0	190	0
Baterias	360	2,0	0	0
<i>Speedcontrol</i>	25	-4,0	0	0
Centro de massa		-2,1cm	0	0

Para o momento de inércia em torno do eixo X são considerados corpos pontuais as secções transversais das asas, e os servos das asas e as longarinas do corpo. Para o momento de inércia em torno do eixo Y são considerados corpos pontuais as secções transversais do corpo, o conjunto motor mais hélice, o *speedcontrol* e toda a cauda. Para o momento de inércia em torno do eixo Z são considerados corpos pontuais as secções transversais do corpo e da asa, o conjunto motor mais hélice, o *speedcontrol* e toda a cauda. Os valores de momento de inércia em torno de cada eixo são mostrados nas Tabelas 5.6, 5.7 e 5.8 a seguir, estando detalhado a contribuição de cada parte/estrutura da aeronave.

Tabela 5.6 – Momento de inércia em torno do eixo X.

Componente	Posição/Largura(mm)	Peso	$I_x$ (Nm <sup>2</sup> )
Servos da asa	150	14g	$3,2 \cdot 10^{-3}$
Secções transversais de uma asa	38, 94, 150, 206, 262, 318, 374, 430 e 486	0,23; 0,25; 0,28; 0,30; 0,33; 0,36; 0,39; 0,42; 0,45	$2,2 \cdot 10^{-3}$
Longarinas do corpo	18 e 34	7,5; 4,1	$72 \cdot 10^{-6}$
Seções do corpo + isopor	32	74	$0,38 \cdot 10^{-3}$
Longarinas + isopor + filme plástico de uma asa	38 a 486	44	$35 \cdot 10^{-3}$
Cauda	340	65	$6,3 \cdot 10^{-6}$
Baterias	46	360	$3,8 \cdot 10^{-6}$
$I_x$ total			0,088

Tabela 5.7 – Momento de inércia em torno do eixo Y.

Componente	Distância do centro de massa (mm)	Peso (g)	I <sub>y</sub> (Nm <sup>2</sup> )
Motor + hélice	220	84	41.10 <sup>-3</sup>
Cauda	-440	65	126. 10 <sup>-3</sup>
Servos da cauda	-380	14	20. 10 <sup>-3</sup>
Secções transversais do corpo	190, 160, 120, 95, -60, -120, -205, -295 e -390	0,14; 0,20; 0,30; 0,40; 0,44; 0,44; 0,38; 0,27; 0,14	8,7.10 <sup>-3</sup>
<i>Speedcontrol</i>	-20	25	0,1. 10 <sup>-3</sup>
Baterias	90 a -10	360	9,8. 10 <sup>-3</sup>
Longarinas + isopor do corpo	210 a -420	52	38. 10 <sup>-3</sup>
Asas	80 a -130	94	7,3. 10 <sup>-3</sup>
I <sub>y</sub> total			0,25

Tabela 5.8 – Momento de inércia em torno do eixo Z.

Componente	Distância do centro de massa (mm)	Peso (g)	I <sub>z</sub> (Nm <sup>2</sup> )
Motor + hélice	220	84	41.10 <sup>-3</sup>
Cauda	-440	65	126. 10 <sup>-3</sup>
Servos da cauda	-380	14	20. 10 <sup>-3</sup>
Servos da asa	150	14	3,2.10 <sup>-3</sup>
<i>Speedcontrol</i>	-20	25	0,1. 10 <sup>-3</sup>
Secções transversais do corpo	190, 160, 120, 95, -60, -120, -205, -295 e -390	0,14; 0,20; 0,30; 0,40; 0,44; 0,44; 0,38; 0,27; 0,14	8,7.10 <sup>-3</sup>
Secções transversais de uma asa	38, 94, 150, 206, 262, 318, 374, 430 e 486	0,23; 0,25; 0,28; 0,30; 0,33; 0,36; 0,39; 0,42; 0,45	2,2.10 <sup>-3</sup>
Longarinas + isopor do corpo	210 a -420	52	38. 10 <sup>-3</sup>
Longarinas + isopor + filme plástico de uma asa	38 a 486	44	35. 10 <sup>-3</sup>
Baterias	90 a -10	360	9,8. 10 <sup>-3</sup>
I <sub>z</sub> Total			0,28

## 6 - ANÁLISE DINÂMICA E CONTROLE DE ATITUDE

### 6.1 - INTRODUÇÃO

O desenvolvimento de UAVs envolve várias áreas tecnológicas diferentes. Entre as tecnologias necessárias ao desenvolvimento de robôs autônomos estão o raciocínio automatizado, a percepção (sensoriamento) e controle do mesmo. Com isso surgem diferentes problemas importantes, e entre eles, o planejamento de trajetórias. De uma forma geral, este problema consiste em se descobrir de que forma se pode levar um objeto a partir de uma configuração (posição e orientação) inicial até uma configuração final. Um caso particular deste problema é quando o objeto que se deseja movimentar é o próprio robô. No caso de aviões autônomos, a trajetória dependerá diretamente da orientação que o veículo assume durante a sua realização. Por isso é necessário controlar primeiramente a atitude do mesmo para possibilitar a realização do controle de sua trajetória.

### 6.2 - SIMPLIFICAÇÕES E LINEARIZAÇÃO DO MODELO

Para o projeto de um controlador deve-se considerar o modelo linear do sistema. Como o modelo do UAV é complexo e não linear, torna-se necessária a realização de simplificações e linearizações. Partindo das equações (3.32) a (3.37), têm-se:

$$C_{MX} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A + M_p = I_x \dot{\omega}_x, \quad (6.1)$$

$$C_{MY} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot c \cdot A + F_{AeroZ} \cdot L_1 = I_y \dot{\omega}_y, \quad (6.2)$$

$$C_{MZ} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A = I_z \dot{\omega}_z. \quad (6.3)$$

E substituindo as expressões dos coeficientes de momento conforme as equações (3.38) a (3.40):

$$\delta_{Aileron} C_{MXAileron} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A + M_p = I_x \dot{\omega}_x, \quad (6.4)$$

$$\left( C_{MY0} + \alpha \cdot C_{MY\alpha} + \delta_{Profundor} C_{MYProfundor} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot c \cdot A + F_{AeroZ} \cdot L_1 = I_y \dot{\omega}_y, \quad (6.5)$$

$$\left( \beta \cdot C_{MY\beta} + \delta_{Leme} C_{MZLeme} \right) \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot b \cdot A = I_z \dot{\omega}_z. \quad (6.6)$$

Para a aeronave operando com grande ângulo de ataque, a asa deve entrar em estol primeiro que a cauda, pois possui um alongamento maior, o que gera um momento que leva a aeronave a diminuir o ângulo de ataque (Rosa, 2006). Já para o ângulo de deslizamento lateral, sua alteração gera um momento na aeronave de modo a reduzir o seu valor absoluto, uma vez que a única superfície de sustentação vertical está na cauda.

Para situações com ângulos de ataque e *sideslip* próximos de zero, sabendo que  $C_{MY0}=0$  para a aeronave projetada, obtém-se:

$$\dot{\omega}_x = \delta_{Aileron} C_{MXAileron} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{b \cdot A}{I_x} + \frac{M_p}{I_x}, \quad (6.7)$$

$$\dot{\omega}_y = \delta_{Profundor} C_{MYProfundor} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{c \cdot A}{I_y} + \frac{F_{AeroZ} \cdot L_1}{I_y}, \quad (6.8)$$

$$\dot{\omega}_z = \delta_{Leme} C_{MZLeme} \cdot \frac{\rho V^2}{2} \cdot \frac{b \cdot A}{I_z}. \quad (6.9)$$

Como não há relação entre momento gerado pelo sistema de propulsão  $M_p$ , e a variável de controle  $\delta_{Aileron}$ , considera-se este como uma perturbação. Por razão semelhante, considera-se também como perturbação o momento devido à distância entre o centro aerodinâmico e centro de massa da aeronave. Com isso, as equações acima poderão ser representadas pela equação genérica:

$$\dot{\omega} = C_M A_{ref} L_{ref} \frac{\rho V^2}{2I} \cdot \delta, \quad (6.10)$$

onde  $A_{ref}$ ,  $L_{ref}$ ,  $I$  e  $\delta$  são valores de referência.

Considerando a densidade do ar e a velocidade da aeronave constante e aplicando Laplace:

$$\begin{cases} s\omega(s) = C_M L_{ref} \frac{\rho V^2}{2I} \cdot \delta \\ \omega(s) = s\theta(s) \end{cases} .$$

Pode-se então resumir as equações acima por uma única equação de 2ª ordem dada por:

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = K \cdot \frac{1}{s^2} . \quad (6.11)$$

onde  $K$  é uma constante.

### 6.3 - CONTROLE DE ATITUDE PARA VÔO HORIZONTAL

Um sistema de controle apresenta um desempenho melhor quanto mais rápida for sua resposta, desde que esteja garantida a estabilidade do sistema. Porém, as especificações de desempenho não devem ser mais apertadas que o necessário à execução da tarefa a que se destina, uma vez que isto levaria a requerer utilização de componentes dispendiosos (Ogata, 2000). No caso do UAV desenvolvido, uma resposta mais rápida iria requerer uma estrutura mais resistente, uma vez que estaria sujeito a atuação de forças de maior intensidade.

De acordo com os fatos acima, estabeleceram-se os seguintes critérios de desempenho para o controlador de atitude:

- A aeronave deve ser submetida a uma aceleração máxima de 2,5g .
- O sistema deve ter sobre-passo máximo de 10%.
- O erro de regime permanente deve ser nulo.

Para estimar o mínimo tempo de resposta do sistema, considera-se que a aeronave irar alterar sua atitude em 90° em sua velocidade máxima, estimada no capítulo anterior em 35m/s. Neste caso, conforme a Figura 6.1, a aceleração centrífuga aplicada no corpo durante a manobra será de:

$$a_c = \frac{v^2}{r},$$

de onde se obtêm:

$$r = \frac{v^2}{a_c}. \quad (6.12)$$

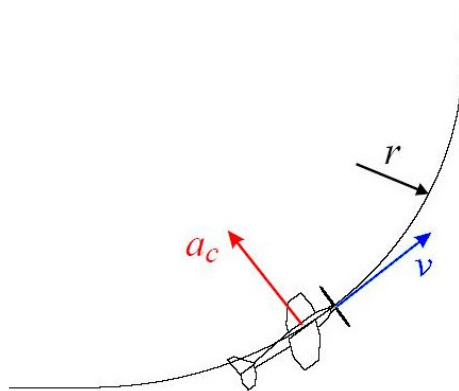


Figura 6.1 - Alteração de atitude de aeronave em 90°.

Logo, para a aeronave na sua velocidade máxima de deslocamento submetida a aceleração  $a_c = 2,5g$ , a sua velocidade angular será de:

$$\omega = \frac{v}{r} = \frac{a_c}{v} = \frac{2,5g}{v} = \frac{2,5 \cdot 9,8}{35} = 0,7 \text{ rad/s}$$

E calculando a partir desta o tempo necessário para a aeronave realizar a manobra de alteração de atitude em 90°:

$$t = \frac{\theta}{\omega} = \frac{\pi/2}{0,7} \cong 2,25 \text{ s}.$$

Considerando este como sendo o tempo entre o início da manobra e o pico da resposta do sistema, este parametriza o sistema, segundo Ogata (2000), por:

$$t_p = \frac{\pi}{\omega_d}, \quad (6.13)$$

onde  $\omega_d$  é a parte imaginária dos pólos dominantes do sistema. Logo:

$$\omega_d = \frac{\pi}{t_p} \cong 1,40$$

Para o critério de sobre-passo, segundo Ogata (2000), o máximo pico da resposta ao degrau unitário de um sistema de segunda ordem é dado por:

$$M_{\text{pico}} = \frac{y(t_p) - y(\infty)}{y(\infty)} = e^{-(\sigma/\omega)\pi}, \quad (6.14)$$

onde a função de transferência do sistema é representada por:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2} = \frac{\sigma^2 + \omega^2}{(s + \sigma + j\omega_d)(s + \sigma - j\omega_d)}. \quad (6.15)$$

Logo, para  $M_P$  de no máximo 10%:

$$\frac{\sigma}{\omega} \geq \frac{1}{\pi} \ln \frac{1}{M_p} \geq 0,73,$$

$$\sigma \geq 0,73\omega \cong 1,02.$$

Adotando  $\sigma = 1,10$ , o sistema em malha fechada deverá ter a função de transferência equivalente a:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As + B}{(s + 1,1 + j1,4)(s + 1,1 - j1,4)} = \frac{As + B}{s^2 + 2,2s + 3,17}. \quad (6.16)$$

Para que os pólos da função de transferência em malha fechada sejam posicionados na posição desejada usa-se um compensador  $C(s)$ , de modo que a função de transferência do sistema será dada por:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{K.C(s)}{s^2 + K.C(s)}. \quad (6.17)$$



E aplicando os pólos especificados na equação (6.16), obtém-se:

$$C(s) = \frac{1}{K}(2, 2s + 3, 17)$$

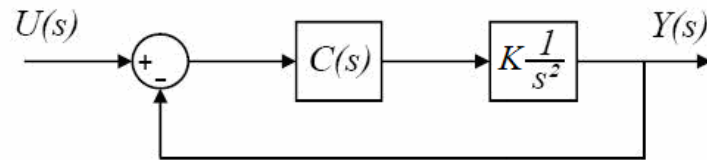


Figura 6.2 - Sistema em malha fechada com compensador.

Espera-se que a resposta do sistema de controle de atitude de qualquer dos eixos da aeronave satisfaça os critérios de desempenho estabelecidos. Porém, devido à linearizações e simplificações feitas no modelo, é possível que esses critérios não sejam totalmente ou parcialmente satisfeitos. Além disso, pode haver diferença entre os eixos, de modo que o modelo represente melhor a dinâmica de rotação em torno de um eixo do que de outro eixo. Deve-se testar então o sistema de controle para cada um dos eixos. Calculando então o valor de  $K$  da equação (6.11) para cada um dos eixos:

$$K_x = C_{M_x} A_{ref} b \frac{\rho V^2}{2I_x} = (-0, 26)(0, 162)(0, 9) \frac{(1, 2)(35)^2}{2(0, 088)} = -316, 6$$

$$K_y = C_{M_y} A_{ref} c \frac{\rho V^2}{2I_y} = (-0, 48)(0, 162)(0, 18) \frac{(1, 2)(35)^2}{2(0, 25)} = -41, 15$$

$$K_z = C_{M_z} A_{ref} b \frac{\rho V^2}{2I_z} = (-0, 12)(0, 162)(0, 9) \frac{(1, 2)(35)^2}{2(0, 28)} = -45, 93$$

que implica em:

$$C_x(s) = \frac{1}{K_x}(2, 2s + 3, 17),$$

$$C_y(s) = \frac{1}{K_y}(2, 2s + 3, 17),$$

$$C_z(s) = \frac{1}{K_z}(2, 2s + 3, 17).$$

### 6.3.1 - Verificação e ajuste para a arfagem

Aplicando  $C_y(s)$  ao modelo desenvolvido da aeronave para controle de arfagem, obtém-se a resposta dada pela Figura 6.3 a seguir. A referência foi mantida em  $0^\circ$  por 25 segundos, de modo a dar tempo suficiente para o sistema entrar em regime permanente, e após isso alterada para  $10^\circ$ .

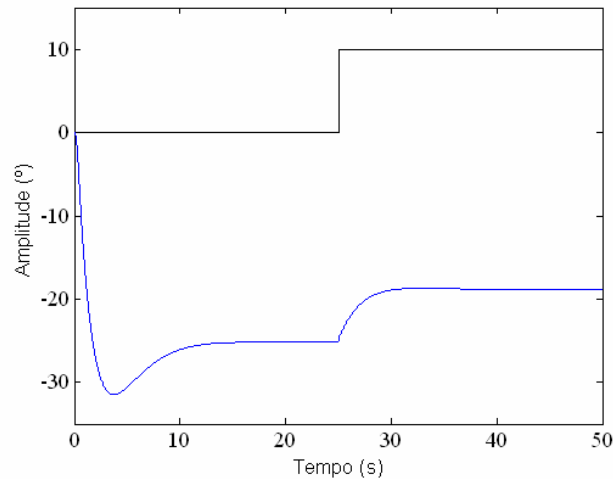


Figura 6.3 – Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem.

Pode-se observar que o sistema apresenta tempo de resposta adequado e nenhum sobrepasso, porém, um significativo erro de regime permanente. Este se deve principalmente as considerações de linearização, como ângulo de ataque nulo e velocidade da aeronave constante, tornando as equações de rotação independentes das equações de deslocamento. Devido a isso, eliminou-se a influência da gravidade nas equações de rotação, que é provavelmente a principal causa do erro de regime permanente.

Para eliminação do erro de regime permanente, torna-se necessário a adição de um termo integrador. Como a adição do termo integrador irá alterar a posição dos pólos dominantes, são necessárias alterações nos ganhos do compensador. Para isso considera-se:

$$C(s) = \frac{1}{K} \left( K_d s + K_p + \frac{K_i}{s} \right), \quad (6.18)$$

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{K.C(s)}{s^2 + K.C(s)} = \frac{K_d s + K_p + \frac{K_i}{s}}{s^2 + K_d s + K_p + \frac{K_i}{s}} = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s^3 + K_d s^2 + K_p s + K_i}. \quad (6.19)$$

Logo, a função de transferência em malha fechada terá um terceiro pólo  $\sigma_2$ . Para que este não influencie significativamente a resposta do sistema, adota-se  $\sigma_2 = k \cdot \sigma$ . Para determinar o valor de  $k$ , testa-se a resposta do sistema de terceira ordem para diferentes valores de  $k$  (Figura 6.4).

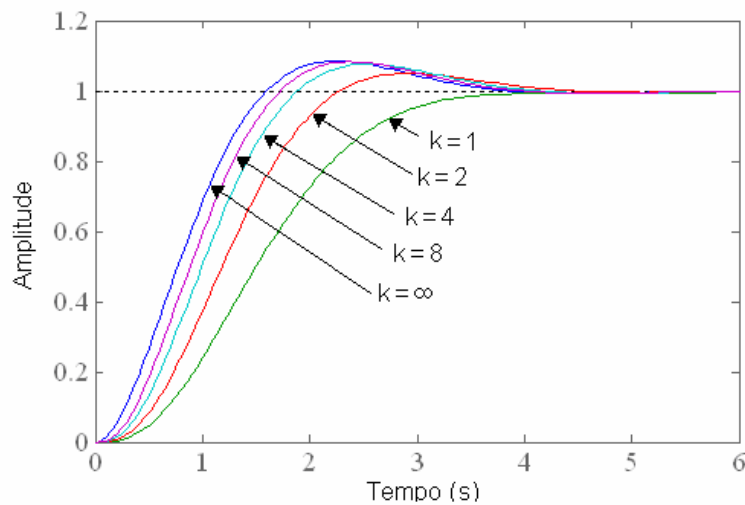


Figura 6.4 – Influência da adição de um pólo em  $\sigma_2$  para diferentes valores de  $k$ .

Percebe-se que para valores acima de 4 não há influencia significativa do terceiro pólo na resposta. Adotando então  $k = 4$ :

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{(s^2 + 2,2s + 3,17)(s + 4,1,1)} \cong \frac{As^2 + Bs + C}{s^3 + 6,6s^2 + 12,9s + 13,9}$$

$$C_y(s) = \frac{1}{K_y} \left( 6,6s + 12,9 + 13,9 \frac{1}{s} \right)$$

E reaplicando ao sistema, obtém-se a resposta dada pela Figura 6.5, onde observa-se que o controlador projetado ainda não satisfaz os critério de desempenho.

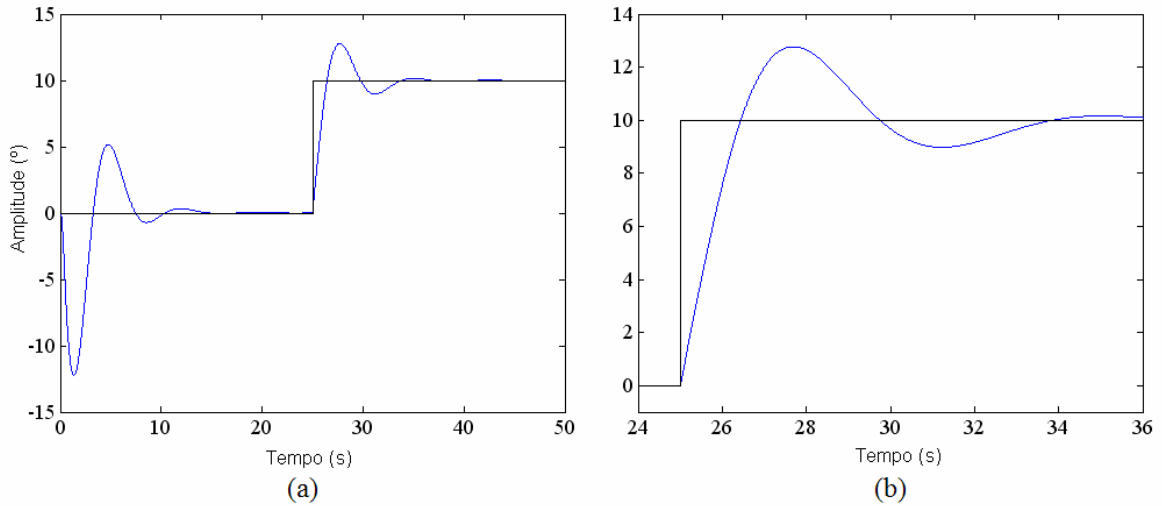


Figura 6.5 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem com integrador; a) em todo o período; b) zoom no período de 24 a 36 segundos.

Apesar de não haver mais erro de regime permanente e do tempo de pico ser em torno de 2,5 segundos, observa-se que houve um sobre-passo de 30%. Sabendo que quanto maior for o amortecimento menor será o sobre-passo, este foi ampliado até a resposta atender ao requisito de máxima ultrapassagem (Figura 6.6), resultando em:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{(s^2 + 6,3s + 3,17)(s + 8,1,1)} = \frac{As^2 + Bs + C}{s^3 + 11,2s^2 + 33,1s + 13,9}$$

$$C_y(s) = \frac{1}{K_y} \left( 11,2s + 33,1 + 13,9 \frac{1}{s} \right)$$

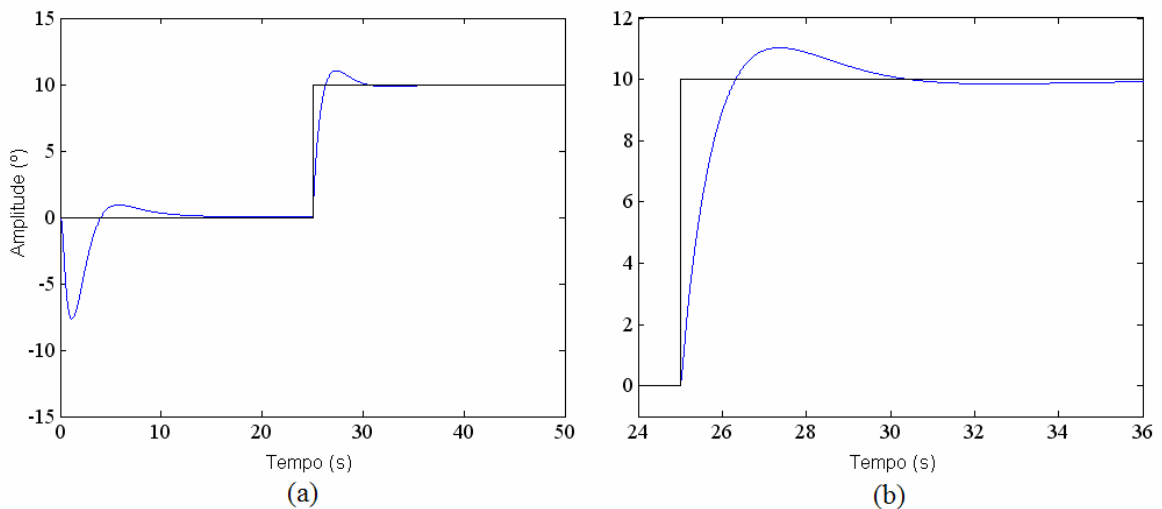


Figura 6.6 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem com integrador e coeficiente de amortecimento ajustado; a) período integral; b) zoom de 24 a 36 segundos.

### 6.3.2 - Verificação e ajuste para a rolagem

Estando estabilizado e controlado o ângulo de arfagem, testa-se o controlador de rolagem. Este é feito alterando o valor de referência 25 segundos após iniciada a simulação, com o controlador de arfagem atuando, de modo a assegurar que a aeronave estará em regime permanente no instante de atuação do controle de rolagem. Aplicando então  $C_x(s)$  ao modelo desenvolvido obtém-se a resposta dada pela Figura 6.7, onde se observa um tempo de pico de 1s, com sobre-passo em torno de 20%, e erro nulo em regime permanente.

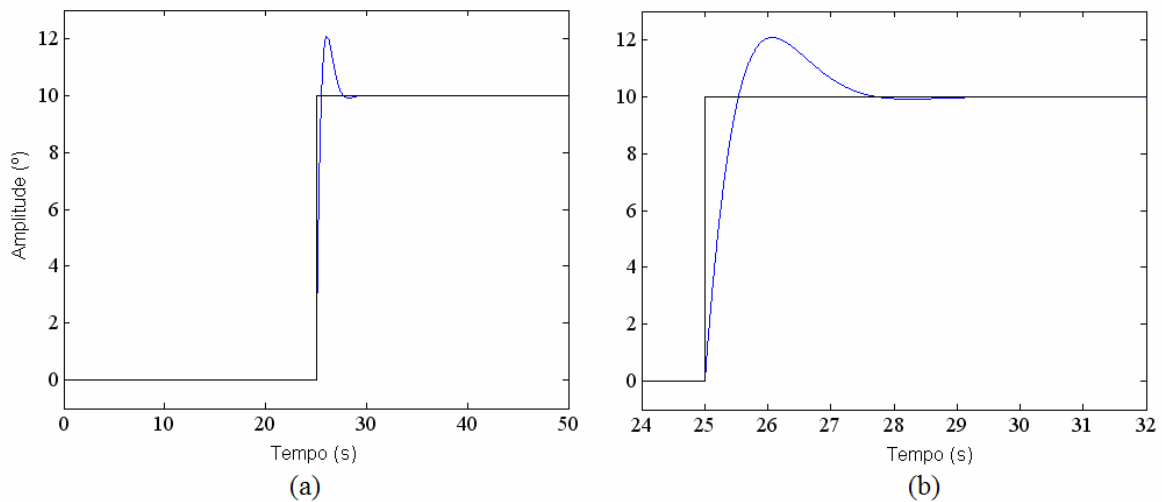


Figura 6.7 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem;  
a) período integral da simulação; b) período de 24 a 32 segundos.

A princípio, ajustando-se o coeficiente de amortecimento do sistema consegue-se reduzir a máxima ultrapassagem, de modo ao sistema atender os critérios de desempenho. Porém, quando se avalia a rejeição de perturbação (momento gerado pelo sistema de propulsão), verifica-se a necessidade de adição de um termo integrador (Figura 6.8). A perturbação foi considerada como sendo o máximo torque que o motor é capaz de gerar (0,12Nm).

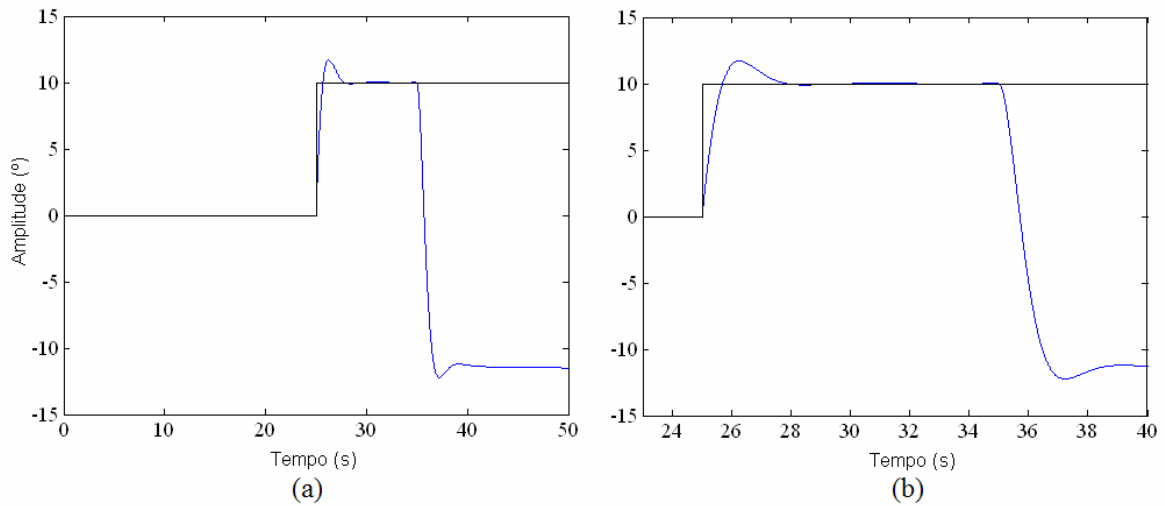


Figura 6.8 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com aplicação de perturbação em  $t=35s$ ; a) período integral; b) zoom no período de 23s a 40s.

Como no caso anterior, é adicionado um pólo  $\sigma_2 = 4\sigma$ , resultando em:

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{s^3 + 6,6s^2 + 12,9s + 13,9}$$

$$C_x(s) = \frac{1}{K_x} \left( 6,6s + 12,9 + 13,9 \frac{1}{s} \right)$$

E testando novamente o sistema, obtêm-se a resposta dada pela Figura 6.9.

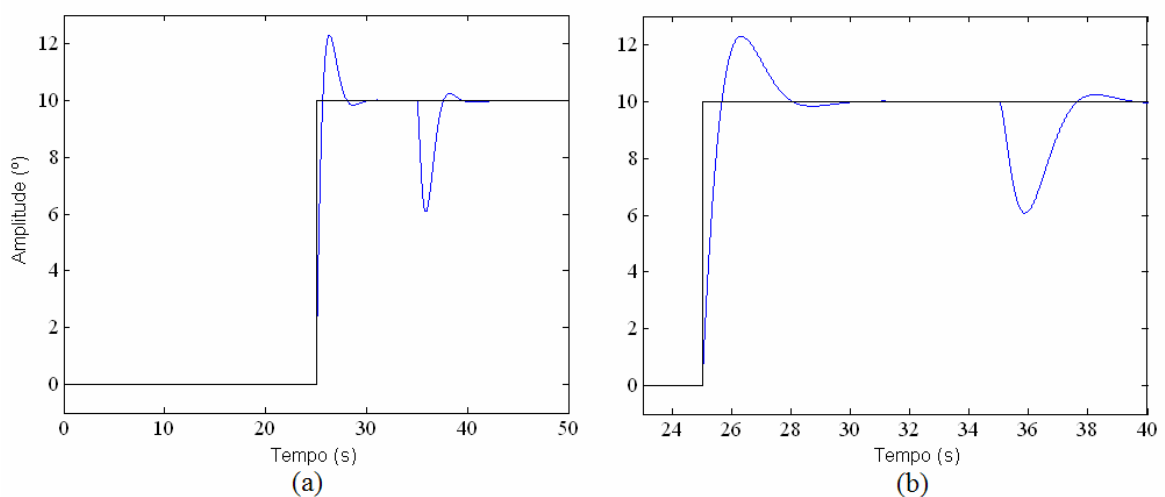


Figura 6.9 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com integrador; a) período integral da simulação; b) zoom no período de 23s a 40s.

Ajustando o amortecimento de modo que o sobre-passo não ultrapasse 10%, percebe-se que o máximo da perturbação fica limitado a dois graus, o que é aceitável (Figura 6.10). O controlador final após o ajuste de amortecimento pode ser visualizado abaixo.

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As^2 + Bs + C}{(s^2 + 6,0s + 3,17)(s + 8.1,1)} = \frac{As^2 + Bs + C}{s^3 + 10,4s^2 + 29,6s + 13,9}$$

$$C_x(s) = \frac{1}{K_x} \left( 10,4s + 29,6 + 13,9 \frac{1}{s} \right)$$

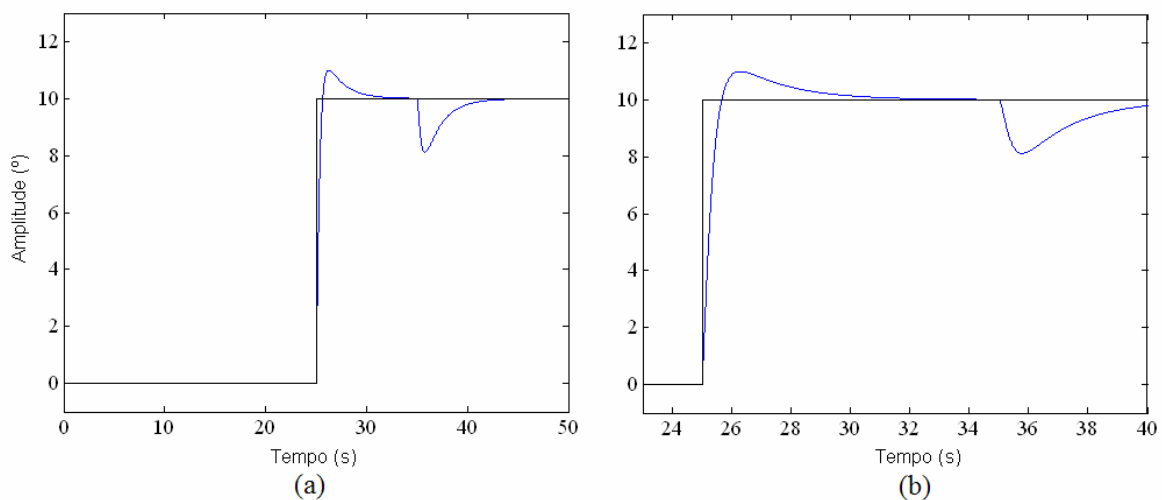


Figura 6.10 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem com integrador e coeficiente de amortecimento ajustado; a) período integral da simulação; b) zoom no período de 23 a 40 segundos.

### 6.3.3 - Verificação e ajuste para manobra de curva

Aplicando  $C_z(s)$  ao controle da guinada percebe-se uma resposta bastante lenta, o que justifica o fato do leme não ser utilizado para manobras de curvas em aeronave (Figura 6.11). Logo a alteração da orientação da aeronave no que se refere ao eixo Z deve ser feita através da atuação combinada dos ailerons e profundor, conforme demonstrado no capítulo 1.

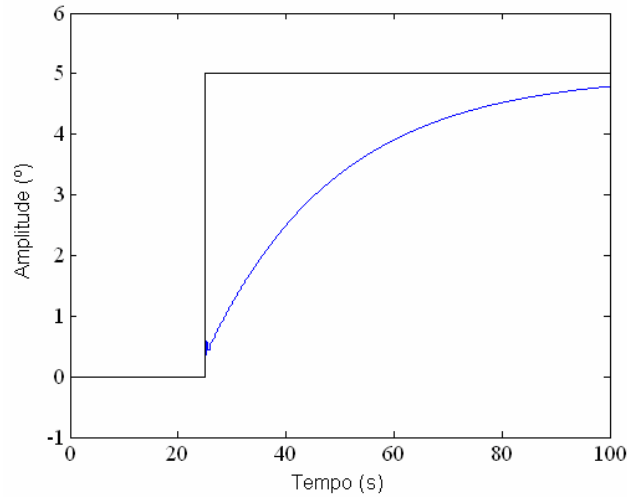


Figura 6.11 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada por leme.

Considerando a aeronave inclinada de um ângulo  $\theta_x$ , conforme Figura 6.12, o sistema de controle de arfagem irá atuar aumentando a força de sustentação de modo a compensar o peso.

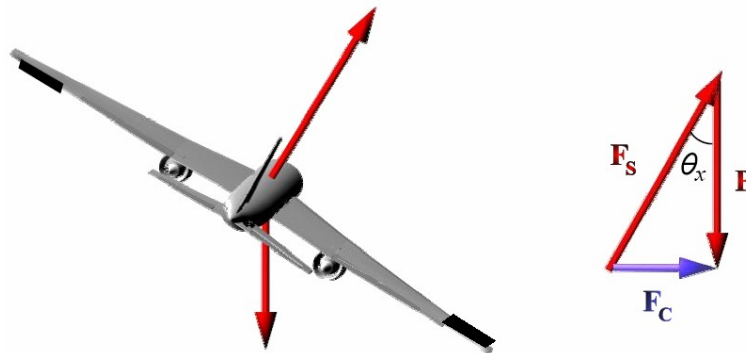


Figura 6.12 – Aeronave inclinada com um ângulo de rolagem  $\theta_x$ .

Somando-se as forças presentes, percebe-se o aparecimento de uma resultante no sentido perpendicular à trajetória, responsável por alterar a direção do voo. Este pode ser calculada por:

$$\begin{cases} F_s \cos(\theta_x) = P \\ F_s \sin(\theta_x) = F_c \end{cases}$$

$$\frac{F_c}{\sin(\theta_x)} = \frac{P}{\cos(\theta_x)}, \quad (6.20)$$



Sabendo que  $F_c$  equivale à força centrípeta do movimento circular:

$$F_c = \frac{mv^2}{r} = mv\omega_z,$$

$$\omega_z = \dot{\theta}_z = \frac{F_c}{mv}. \quad (6.21)$$

Substituindo  $P$  conforme a equação (6.20)

$$\dot{\theta}_z = \frac{P}{mv} \cdot \frac{\text{sen}(\theta_x)}{\text{cos}(\theta_x)} = \frac{g}{v} \cdot \tan(\theta_x). \quad (6.22)$$

E linearizando para pequenos valores de  $\theta_x$  em torno de zero:

$$\dot{\theta}_z = \frac{g}{v} \theta_x$$

$$\frac{\theta_z(s)}{\theta_x(s)} = \frac{1}{s} \frac{g}{v}. \quad (6.23)$$

Considerando agora a aplicação do sistema de controle  $C_{z2}$  em malha fechada conforme a Figura 6.13 a seguir, obtém-se:

$$\frac{\theta_z(s)}{\theta_{z\text{ref}}(s)} = \frac{C_x \cdot F_x \cdot C_{z2} \cdot \frac{K}{s}}{1 + C_x \cdot F + C_x \cdot F_x \cdot C_{z2} \cdot \frac{K}{s}}. \quad (6.24)$$

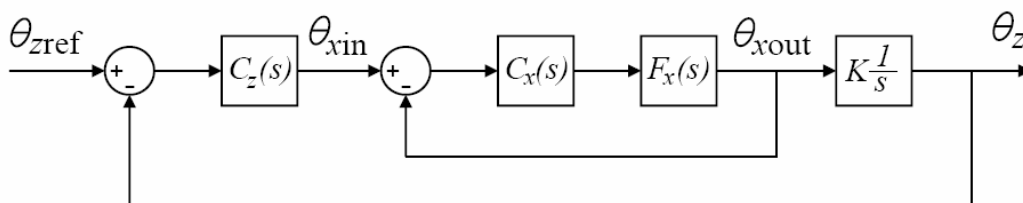


Figura 6.13 – Sistema de controle de guinada.

Supondo o sistema de controle de rolagem significativamente mais rápido que o sistema de controle de guinada:

$$\frac{\theta_{xout}}{\theta_{xin}} \cong 1, \quad (6.25)$$

$$\frac{\theta_z(s)}{\theta_x(s)} = \frac{\frac{g}{v} C_{z2}}{s + \frac{g}{v} C_{z2}}. \quad (6.26)$$

A partir da equação acima, pode-se considerar o sistema com um único pólo em:

$$\sigma = \frac{g}{v} C_{z2}.$$

Segundo Ogata (2000), o tempo de subida para um sistema de 1ª ordem para 95% do valor de regime permanente, é dado por:

$$t = \frac{3}{\sigma}. \quad (6.27)$$

Logo, para o sistema com o tempo de subida de 5s (duas vezes o tempo de resposta do sistema de controle de rolagem):

$$\sigma = \frac{g}{v} C_{z2}(s) = \frac{3}{5} \Rightarrow C_{z2}(s) = \frac{3}{4} \cdot \frac{35}{9,8} = 2,1428$$

E aplicando o sistema de controle à ao modelo da aeronave verifica-se que a resposta do sistema atende aos critérios de despenho, além de que a linearização e suposições feitas foram válidas para o projeto do sistema de controle (Figura 6.14).

Fisicamente, os gráficos (Figura 6.14 e Figura 6.15) indicam que a aeronave executou o movimento de curva com uma redução rápida da rolagem seguida de um aumento gradual a medida que a aeronave atinge a nova orientação, estabilizando a 0°. Observa-se também uma pequena queda da arfagem no instante de início do movimento de curva (25 segundos) que em seguida volta para o valor de regime. Isso indica que o controlador de arfagem atuou corretamente, aumentando a sustentação da aeronave de modo a compensar a gravidade durante o movimento de curva. No gráfico da arfagem visualiza-se também o transitório inicial da simulação, com a aeronave entrando em regime 20s após iniciada a simulação.

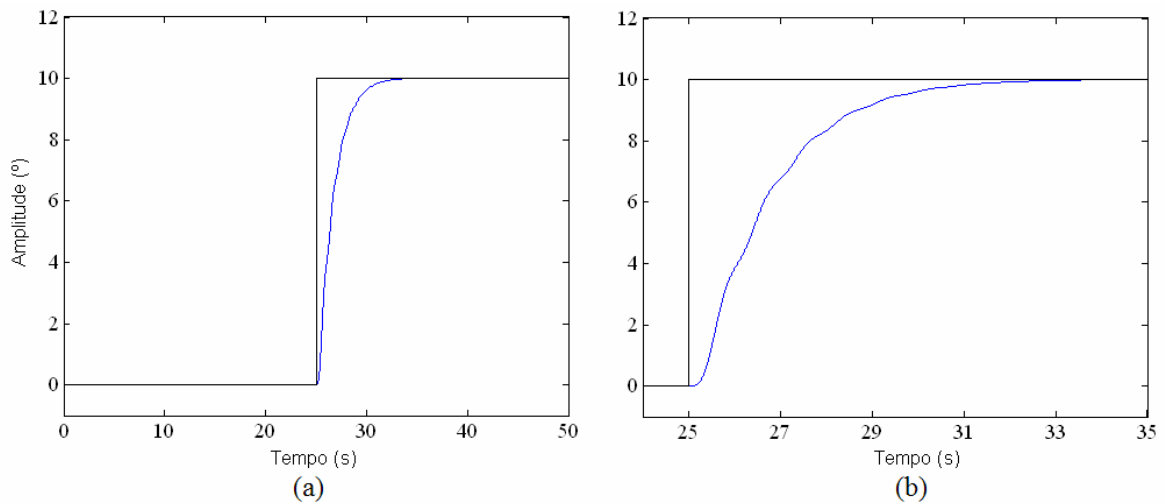


Figura 6.14 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada;  
 a) período integral da simulação; b) zoom no período de 24s a 35s

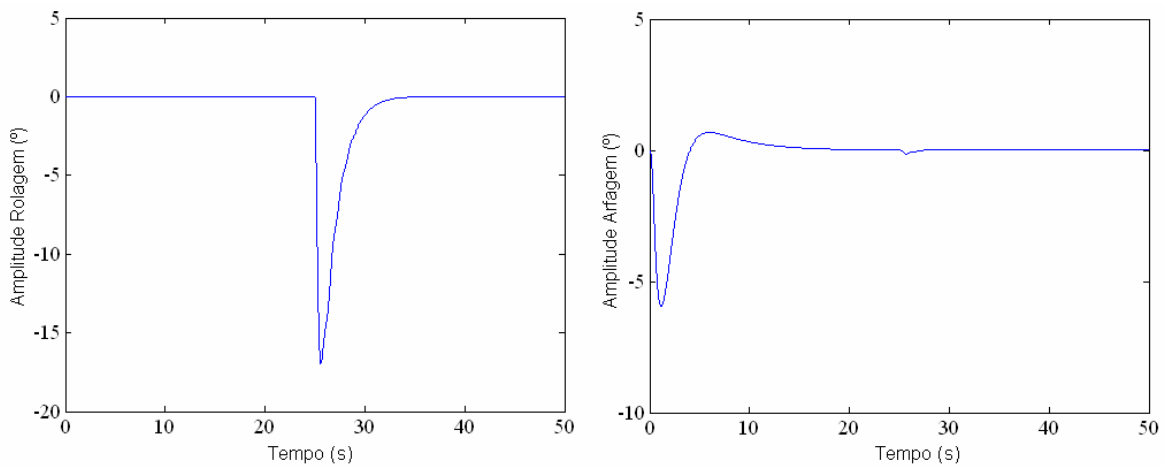


Figura 6.15 - Influência do sistema de controle de quinada na rolagem e na arfagem.

### 6.3.4 - Arquitetura geral do sistema de controle de atitude para vôo horizontal

O sistema de controle de atitude para vôo horizontal pode ser resumido em três controladores, conforme a Figura 6.16, sendo o de arfagem independente, e o de curva diretamente dependente da atuação do controle de rolagem.

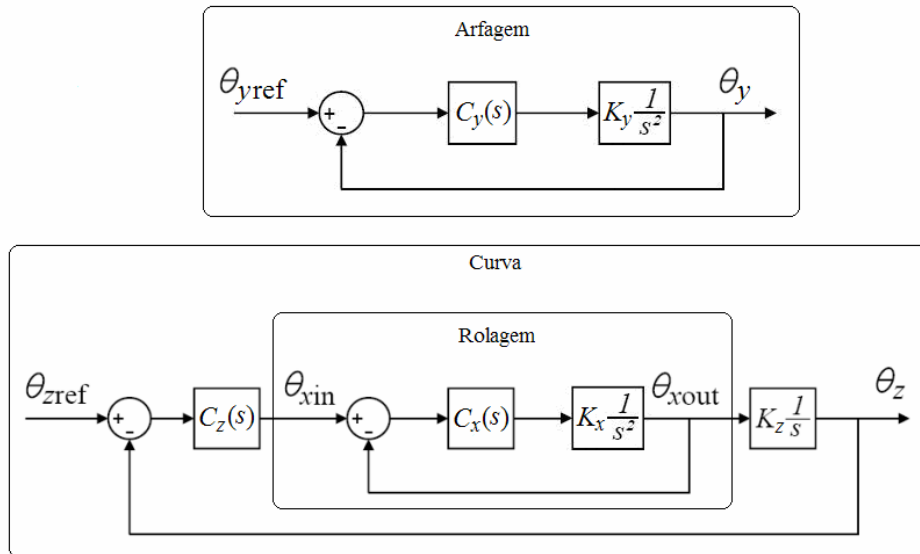


Figura 6.16 – Resumo do sistema de controle de atitude para vôo horizontal.

#### 6.4 - CONTROLE DE ATITUDE PARA VÔO VERTICAL

Este controle tem como principal objetivo manter o eixo central da aeronave alinhado com a força gravitacional. Como se trata de um regime de trabalho com menor região de estabilidade, é necessário estabelecer critérios de desempenho mais apertados que no caso anterior. A partir dessas considerações, estabelecem-se os seguintes critérios de desempenho:

- O tempo de resposta deve ser o máximo para o sistema trabalhando fora do regime de saturação.
- O sistema deve ter sobre-passo máximo de 5%.
- O erro de regime permanente deve ser nulo.
- O sistema deve ser capaz de rejeitar perturbações.

Para verificar a máxima velocidade do sistema de controle sem que os atuadores entrem em saturação considera-se a aeronave em equilíbrio, com um desvio máximo de  $20^\circ$  ( $\pi/9$ ) em relação à orientação da força gravitacional. Logo, para esta situação, o máximo momento que as superfícies de controle podem gerar será dado por:

$$M = C_M \cdot \frac{\rho v_i^2}{2} \cdot b \cdot A . \quad (6.28)$$

onde  $v_i$  é a velocidade relativa do vento, que neste caso é considerada como sendo a velocidade do vento induzida pelo sistema de propulsão. Para a aeronave em equilíbrio, a força de empuxo será equivalente ao peso da aeronave. Então, de acordo com a equação (3.44):

$$v_i^2 = 2 \frac{P}{\rho A_H} \cong 213 \cdot (\text{m/s})^2$$

Para o valor de  $C_M$  considera-se a rotação em torno do eixo Z, por ser o caso mais lento (maior momento de inércia). Logo, para uma deflexão máxima do leme em torno de  $25^\circ$  ( $5^\circ$  de folga para garantir o regime de trabalho fora da saturação):

$$C_{MZ} = \sigma_{leme} C_{Mleme} = 0,0524$$

Logo, o máximo momento que leme será capaz de gerar, será:

$$M_Z = C_{MZ} \cdot \frac{\rho v_i^2}{2} \cdot b \cdot A \cong 0,96 \text{ Nm}$$

Considerando o momento constante, a equação que define o ângulo de rotação  $\theta$  ao longo do tempo é dada por:

$$\ddot{\theta}_z = \frac{M_Z}{I_z} . \quad (6.29)$$

E resolvendo a equação diferencial, para as condições de contorno previamente estabelecidas ( $\theta_{z0} = -\pi/9$  e  $\dot{\theta}_{z0} = 0$ ):

$$\theta_z(t) = \frac{M_Z}{2I_z} t^2 - \frac{1}{9} \pi . \quad (6.30)$$

E calculando o tempo que o sistema demora em atingir a posição nula ( $\theta_z(t) = 0$ ):

$$t = \sqrt{\frac{2}{9} \pi \cdot \frac{I_z}{M_z}} = \sqrt{0,9395} \cong 0,46s$$

Considerando este como sendo o tempo entre o início da manobra e o pico da resposta do sistema e o sobre-passo máximo de 5%, obter-se-á, de acordo com as equações (6.13), (6.14) e (6.15):

$$\omega_d = \frac{\pi}{t_p} \cong 6,83,$$

$$\sigma \geq 0,95\omega \cong 6,49,$$

$$\frac{Y(s)}{U(s)} = \frac{As + B}{(s + 6,5 + j6,83)(s + 6,5 - j6,83)} = \frac{As + B}{s^2 + 13,0s + 88,9}. \quad (6.31)$$

Logo, para que os pólos da função de transferência em malha fechada sejam posicionados na posição desejada (equivalente aos pólos da função de transferência da equação (6.31)), de acordo com a equação (6.17) o compensador  $C(s)$  será dado por:

$$C(s) = \frac{1}{K}(13,0s + 88,9)$$

Espera-se que o compensador obtido controle a atitude da aeronave referente aos eixos de arfagem e guinada. Para o caso da rolagem, considera-se o mesmo controlador do caso anterior, alterando-se apenas o valor de  $K$  para a velocidade do vento induzida pela hélice. Calculando então o valor de  $K$  da equação (6.11) para cada um dos eixos:

$$K_x = C_{M_x} A_{ref} b \frac{\rho v_i^2}{2I_x} = (-0,26)(0,162)(0,9) \frac{(1,2)(213)}{2(0,088)} = -55,0$$

$$K_y = C_{M_y} A_{ref} c \frac{\rho v_i^2}{2I_y} = (-0,48)(0,162)(0,18) \frac{(1,2)(213)}{2(0,26)} = -6,88$$

$$K_z = C_{M_z} A_{ref} b \frac{\rho v_i^2}{2I_z} = (-0,12)(0,162)(0,9) \frac{(1,2)(213)}{2(0,29)} = -7,71$$

onde:

$$C_x(s) = \frac{1}{K_x} \left( 10,4s + 29,6 + 13,9 \frac{1}{s} \right),$$

$$C_y(s) = \frac{1}{K_y} (13,0s + 88,9),$$

$$C_z(s) = \frac{1}{K_z} (13,0s + 88,9).$$

#### 6.4.1 - Verificação e ajuste para a arfagem

Aplicando  $C_y(s)$  ao sistema percebe-se que a resposta satisfaz os critérios de desempenho estabelecidos (apresentou  $t_p = 0,6s$  e  $M_{\text{pico}} = 4,1\%$ ), não sendo necessário qualquer ajuste no controlador (Figura 6.17).

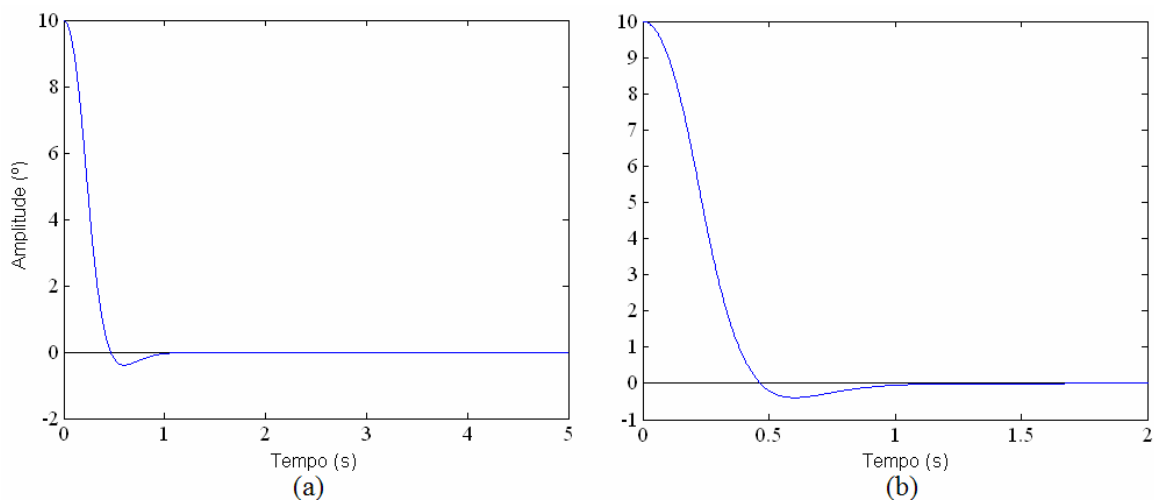


Figura 6.17 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de arfagem para vôo vertical; a) período integral da simulação; b) zoom de 0 a 2 segundos.

#### 6.4.2 - Verificação e ajuste para a guinada

Aplicando  $C_z(s)$  à aeronave observa-se uma resposta adequada com um pequeno erro de regime permanente (em torno de  $0,05^\circ$ ), que pode ser considerado desprezível, conforme a Figura 6.18. Este se deve ao fato de a aeronave não possuir asa no mesmo plano que o estabilizador vertical, fazendo a aeronave adquirir uma velocidade lateral após ficar inclinada por um período, o que induz um ângulo de ataque lateral. Um controlador de posição/navegação para vôo vertical tornará esse erro nulo, por garantir que a aeronave não

se manterá deslocando lateralmente. Apesar deste erro, o sistema atende aos critérios de desempenho, possuindo um tempo de pico aproximadamente de 0,6 segundos e máxima ultrapassagem de 3,9%.

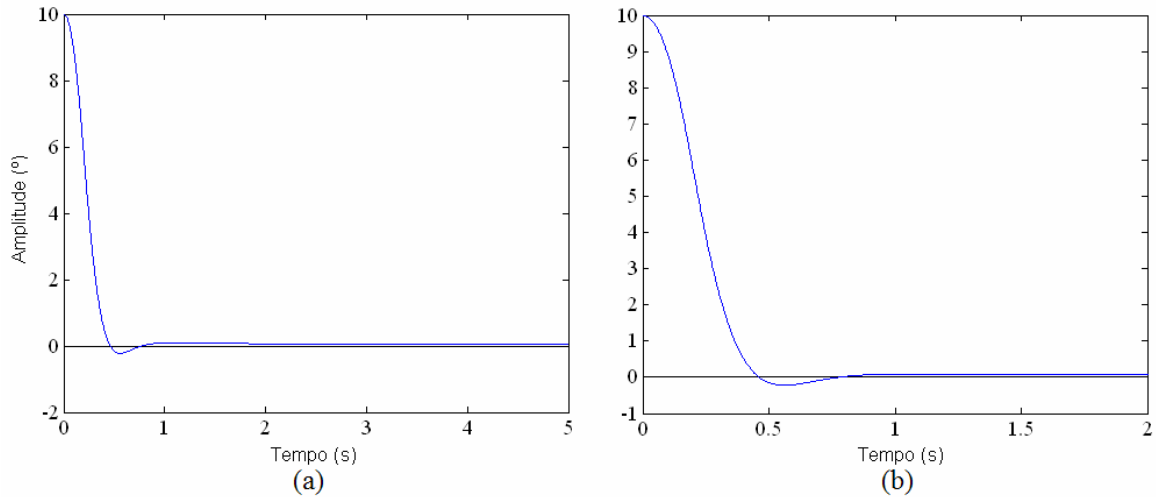


Figura 6.18 - Resposta da aeronave ao sistema de controle de guinada para vôo vertical; a) período integral da simulação; b) zoom de 0 a 2 segundos.

### 6.4.3 - Verificação e ajuste para a rolagem

O objetivo do controle de rolagem neste caso é compensar o momento gerado pelo sistema de propulsão. Aplicando  $C_x(s)$  verifica-se a rejeição da perturbação (máximo torque que o motor pode gerar), com o sistema apresentando erro máximo em torno de  $2,5^\circ$ , na Figura 6.19. Como este valor é muito pequeno, o sistema de controle se mostra satisfatório para anulação do momento gerado pelo sistema de propulsão.

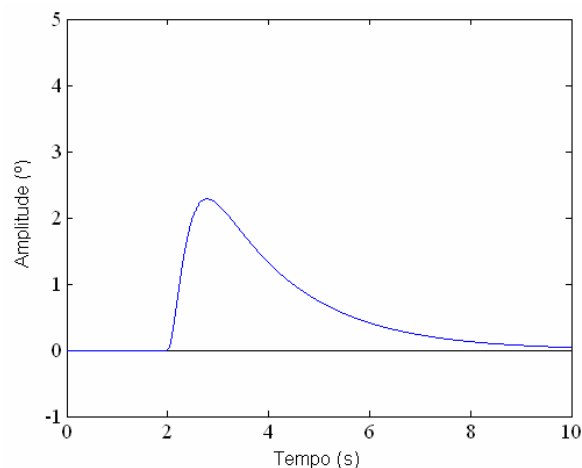


Figura 6.19 – Resposta da aeronave ao sistema de controle de rolagem para vôo vertical.



#### 6.4.4 - Verificação da estabilidade do sistema como um todo

No vôo vertical, devido a provável existência de singularidades do sistema, é possível que este entre em instabilidade quando necessária a atuação conjunta dos sistemas de controle de dois ou mais eixos ao mesmo tempo. Para verificar se o sistema entra em instabilidade simulam-se dois casos. O primeiro consiste na atuação de todos os controladores ao mesmo tempo para a aeronave inclinada em torno de  $30^\circ$  nos eixos Y e Z e sujeita ao torque gerado pelo sistema de propulsão durante toda a simulação. No segundo caso simula-se a mesma circunstância sem a atuação do sistema de controle de rolagem. Para ambos os casos os controladores são aplicados ao modelo matemático desenvolvido, considerando os limites de atuação (saturação) das superfícies de controle e do sistema de propulsão.

Os resultados obtidos (Figura 6.20 e Figura 6.21) mostram que o sistema é estável para os dois casos citados acima. Além disso, percebe-se que o UAV consegue se alinhar mais facilmente com a força gravitacional quando está submetida ao movimento de rotação em torno de seu eixo central.

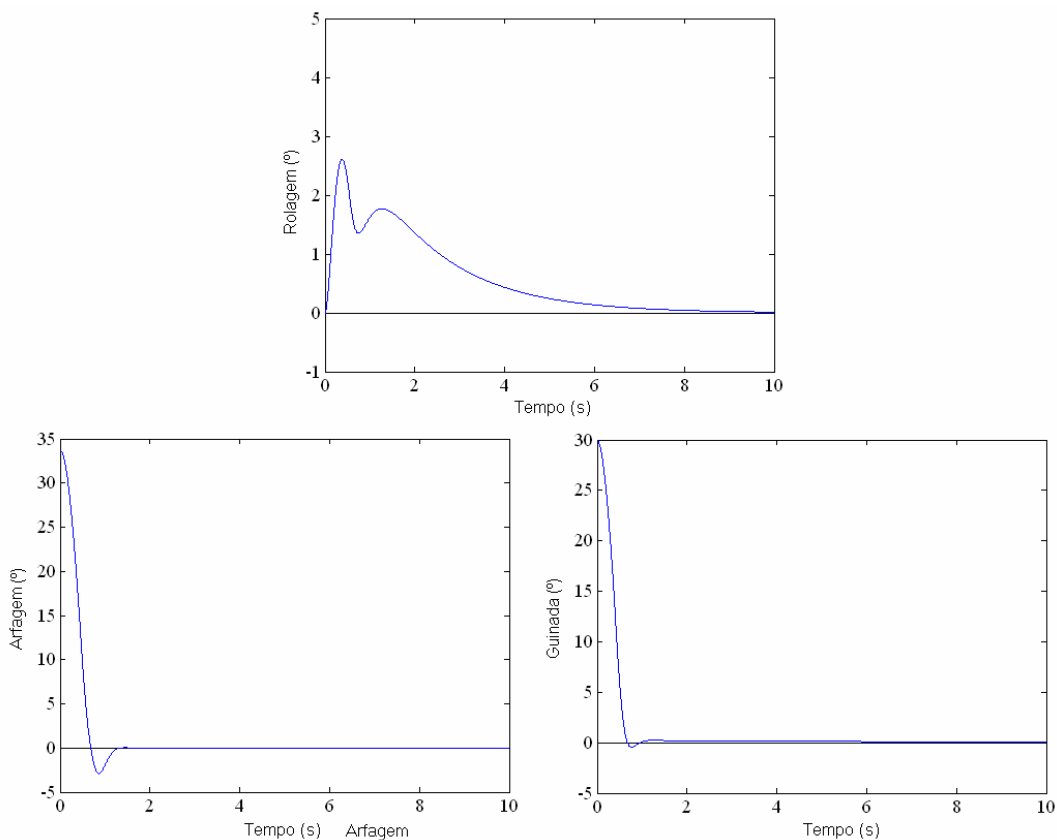


Figura 6.20 – Resposta da aeronave para o primeiro caso.

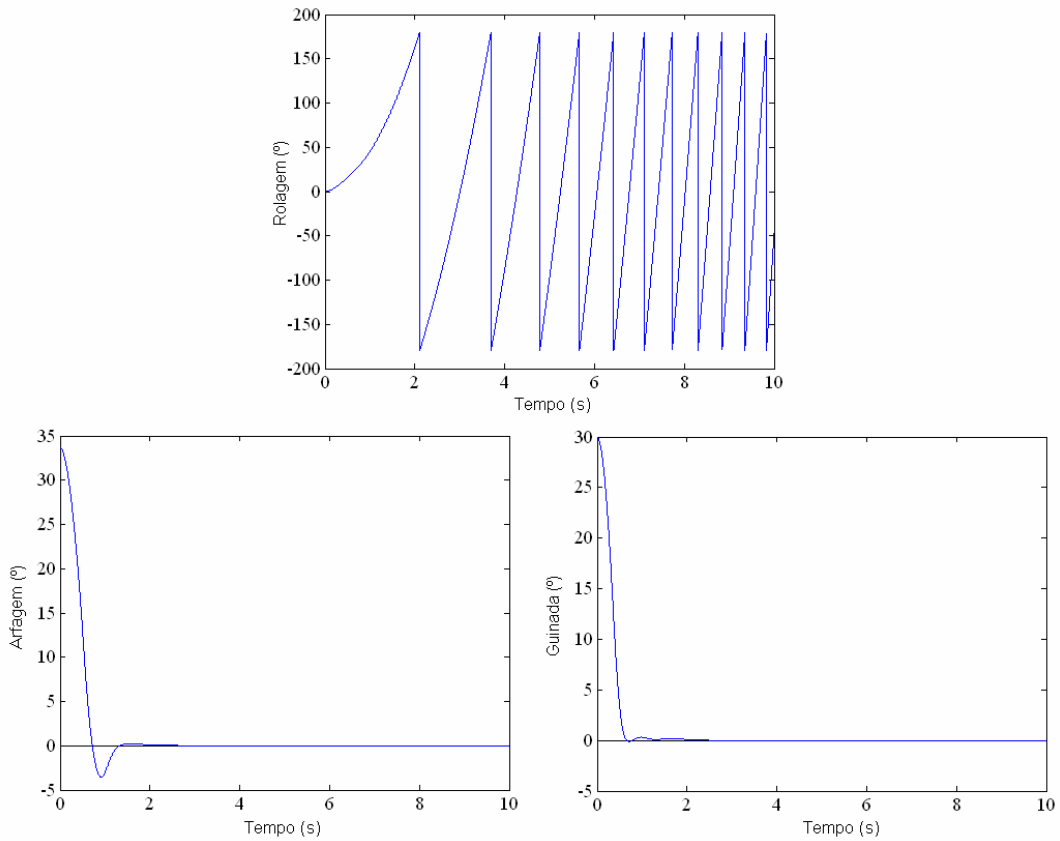


Figura 6.21 – Resposta da aeronave para o segundo caso.

### 6.4.5 - Arquitetura geral do sistema de controle de atitude para vôo vertical

O sistema de controle de atitude para vôo vertical pode ser resumido em três controladores independentes conforme pode ser visualizado na Figura 6.17.

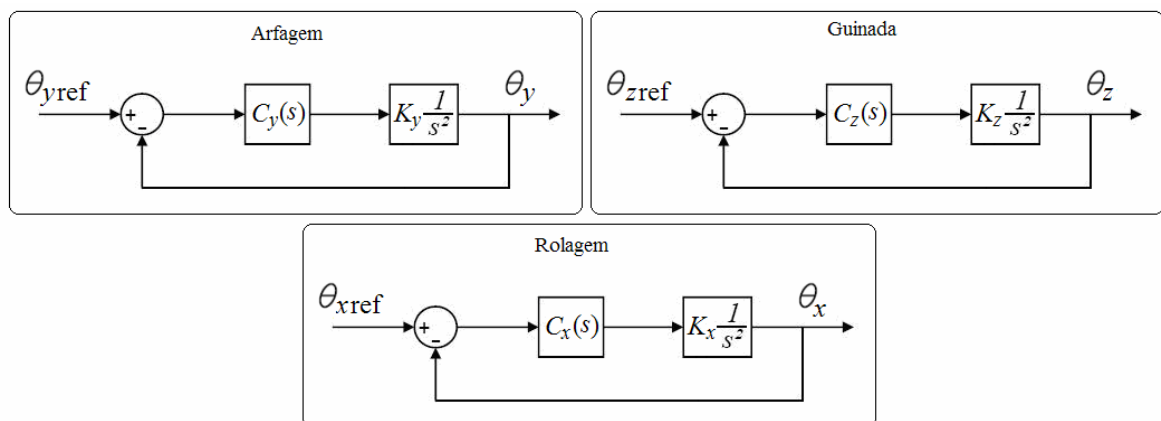


Figura 6.22 - Resumo do sistema de controle de atitude para vôo vertical

## 6.5 - CONTROLE DE ALTITUDE PARA VÔO VERTICAL

Com o UAV em vôo vertical, deve-se garantir também que este se manterá na mesma altura, a não ser quando realizando manobra. Para esta situação:

$$F_E - F_A + mg = m\ddot{z},$$

$$F_E - C_D A \frac{\rho v_i^2}{2} + mg = m\ddot{z}.$$

E aplicando a equação (3.42):

$$F_E - C_D \frac{A}{A_H} F_E + mg = m\ddot{z}.$$

Considerando o peso como perturbação e substituindo os valores numéricos:

$$\frac{\ddot{z}}{F_E} = \frac{1}{m} \left( 1 - C_D \frac{A}{A_H} \right).$$

Aplicando Laplace e substituindo os valores das constantes:

$$\frac{z(s)}{F_E(s)} = 1,154 \cdot \frac{1}{s^2}.$$

Considerando como critério de desempenho a máxima velocidade de resposta, para uma transição de 10 metros na altitude sem o sistema de propulsão entrar em saturação:

$$mg + F_{E_{\max}} = m\ddot{z}$$

$$\ddot{z}_{\max} = \frac{F_{E_{\max}}}{m} - g \cong 4 \text{ m/s}^2$$

$$t = \sqrt{\frac{2\Delta z}{\ddot{z}_{\max}}} = 2,24 \text{ s}$$

E considerando o critério de 95% para o tempo de subida (Ogata, 2000):

$$\sigma = \frac{3}{t} \cong 1,4$$

E ajustando o controlador para resposta super-amortecida:

$$C_y(s) = \frac{1}{1,154}(2,8s + 1,96)$$

Para garantir que sempre haverá vento passando pelas superfícies de controle, limita-se o acionamento mínimo da propulsão ao equivalente a ¼ de seu valor nominal. Aplicando o sistema de controle obtém-se uma resposta adequada aos critérios de desempenho, apesar de um pequeno erro de regime permanente, conforme mostrado na Figura 6.23.

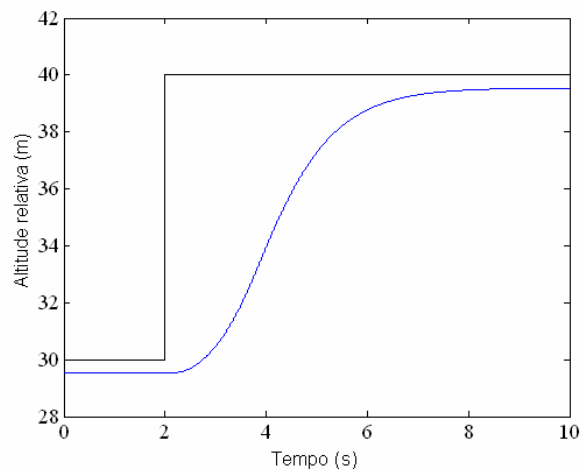


Figura 6.23 – Resposta do sistema de controle de altitude para vôo vertical.

## 6.6 - TRANSIÇÃO ENTRE VÔOS HORIZONTAL E VERTICAL

### 6.6.1 - Transição horizontal-vertical

A transição de vôo horizontal para vôo vertical pode ser feita de dois modos, que podem ser visualizados na Figura 6.24. Um deles consiste em alterar a orientação do UAV realizando uma trajetória parabólica. Neste caso, após a alteração para vôo vertical a aeronave estará em altitude elevada, o que implicará em um longo tempo para pousar. O outro modo consiste em alterar gradualmente a arfagem do UAV, compensando a sustentação com a força gerada pelo sistema de propulsão de modo a manter a mesma altitude.

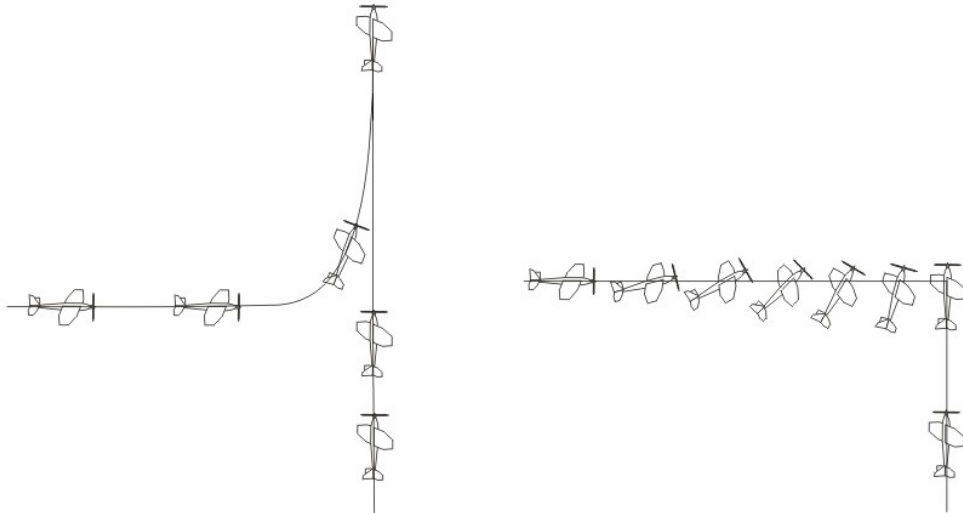


Figura 6.24 – Dois modos de transição de voo horizontal para voo vertical.

O segundo caso apresenta melhor eficiência, por necessitar menos tempo para a realização de transição, uma vez que a redução de altitude é razoavelmente lenta. Com menos tempo na posição vertical, o segundo caso terá também a vantagem de menor consumo de energia. Por esses motivos foi escolhida a segunda opção para a realização da transição.

Para projetar o sistema de controle de transição, considera-se a aeronave inclinada de um ângulo  $\theta$ , conforme a Figura 6.25. Fazendo o somatório das forças ao longo dos eixos  $X_T$  e  $Z_T$ :

$$F_E \sin(\theta) + F_S \cdot \cos(\theta - \alpha) - F_A \sin(\theta - \alpha) + mg = m\ddot{z}. \quad (6.32)$$

$$F_E \cos(\theta) - F_S \cdot \sin(\theta - \alpha) - F_A \cdot \cos(\theta - \alpha) = m\ddot{x}. \quad (6.33)$$

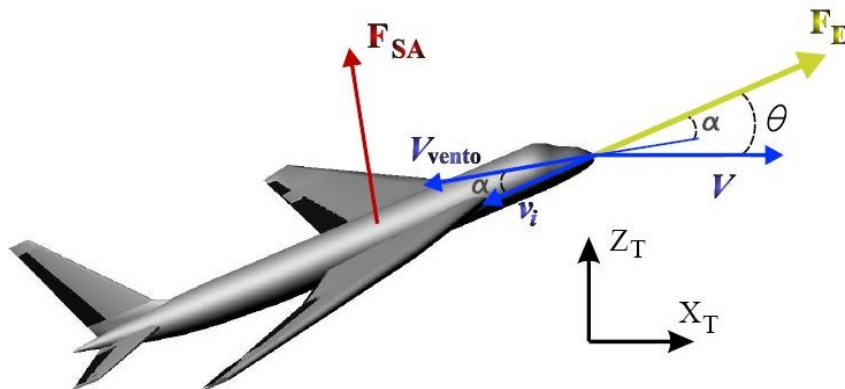


Figura 6.25 - Aeronave durante a transição de voo horizontal para vertical.

Como se trata de um sistema de equações complexo e não linear, separa-se a transição em duas etapas, com o objetivo de facilitar o controle. A primeira consiste na transição inicial, equivalente aos primeiros 25° de modo à aeronave não entrar em estol à medida que reduz gradualmente sua velocidade. A segunda consiste no restante da transição, com aumento da propulsão conforme necessário para manter a altitude da aeronave. A partir do instante que o ângulo de arfagem ultrapassa 80°, o controlador de vôo vertical assume realizando o final da transição e mantendo o UAV alinhado com a gravidade, além do controle de altitude para manter este na mesma altura.

Para a redução da velocidade da aeronave na etapa inicial da transição, o sistema de propulsão é desligando, mantendo a sustentação/altitude da aeronave apenas com o aumento do ângulo de ataque. Logo as equações anteriores resultam em:

$$F_S \cdot \cos(\theta - \alpha) - F_A \sin(\theta - \alpha) + mg = m\ddot{z} . \quad (6.34)$$

$$F_S \cdot \sin(\theta - \alpha) - F_A \cdot \cos(\theta - \alpha) = m\ddot{x} . \quad (6.35)$$

E considerando a aeronave mantendo sua altitude:

$$v_z = 0 \quad \Rightarrow \quad \alpha = \theta . \quad (6.36)$$

$$F_S + mg = m\ddot{z} . \quad (6.37)$$

$$F_A = m\ddot{x} . \quad (6.38)$$

e aplicando as equações (3.23) e (3.25):

$$(C_{L\alpha} \cdot \theta + C_{L_{profundor}} \cdot \delta_{profundor}) \cdot A \cdot \frac{\rho \dot{x}^2}{2} = m\ddot{z} - mg . \quad (6.39)$$

$$\left( C_{D0} + \frac{(C_{L\alpha} \cdot \theta + C_{L_{profundor}} \cdot \delta_{profundor})^2}{\pi \varepsilon A} + C_{D_{profundor}} \cdot \delta_{profundor} \right) A \cdot \frac{\rho \dot{x}^2}{2} = m\ddot{x} . \quad (6.40)$$

A partir das equações acima verifica-se que se trata de um sistema multivariável e de difícil linearização, mesmo simplificado para apenas a primeira etapa da transição. Então

considerou-se um controlador proporcional para a primeira etapa da transição e usou-se método de tentativa e erro para obter a constante de proporcionalidade, chegando-se a:

$$\theta_{Y_{\text{Ref}}} = 0,3.(z_{\text{Ref}} - z). \quad (6.41)$$

onde  $\theta_{Y_{\text{Ref}}}$  é a referência para o controlador de arfagem no vôo horizontal,  $z_{\text{Ref}}$  é a altitude de referência e  $z$  é a altitude da aeronave, e a resposta da aeronave a este controlador dada pela Figura 6.26.

Percebe-se pelos gráficos da Figura 6.26 que o ângulo de arfagem aumenta até atingir um valor máximo seguido de uma queda abrupta devido à redução da velocidade relativa do vento. Logo, para que a transição seja realizada por completa, atingindo  $90^\circ$ , torna-se necessário o acionamento do sistema de propulsão à medida que o ângulo de arfagem aumenta.

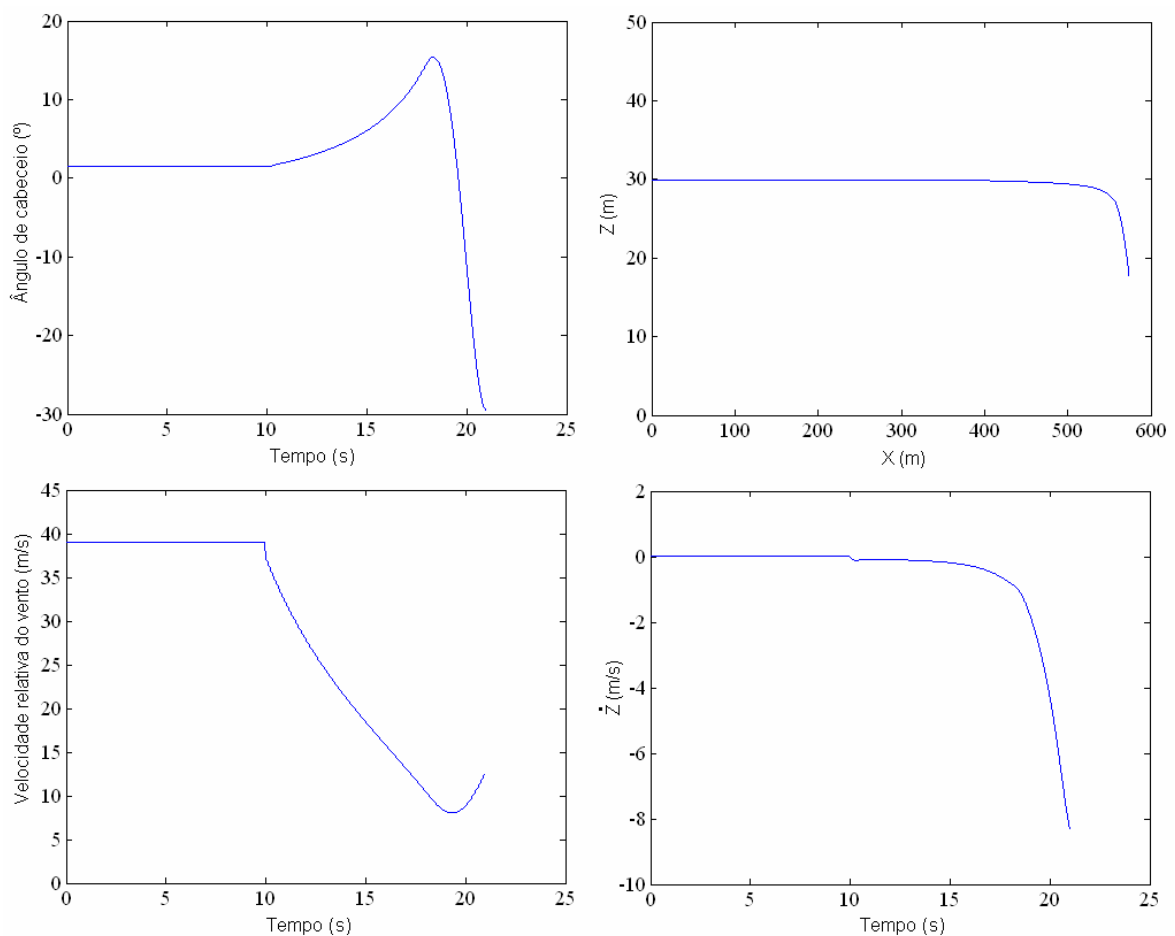


Figura 6.26 - Resposta do UAV ao sistema de controle de transição para 1º etapa.

Adota-se então, para a transição da aeronave:

$$F_E = f(\theta) \begin{cases} f(0) = 0 \\ f(\pi/2) = P = 8,0 \text{ N} \end{cases}$$

Após testar diferentes funções (polinomiais de grau 1, 2 e 3, exponencial e seno), o melhor resultado (menor queda de altitude na transição) foi obtido utilizando:

$$F_E = 8 \cdot \text{sen}(\theta). \quad (6.42)$$

Aplicando a relação obtida para a transição da aeronave, observou-se uma transição satisfatória, levando um tempo total de 25 segundos, e com uma redução gradual da altitude a medida que o UAV aumenta o seu ângulo de arfagem. Analisando a equação (6.41) verifica-se que a aeronave completa a transição uma queda em torno de 5,2 metros\*, o que é confirmado pela Figura 6.27.

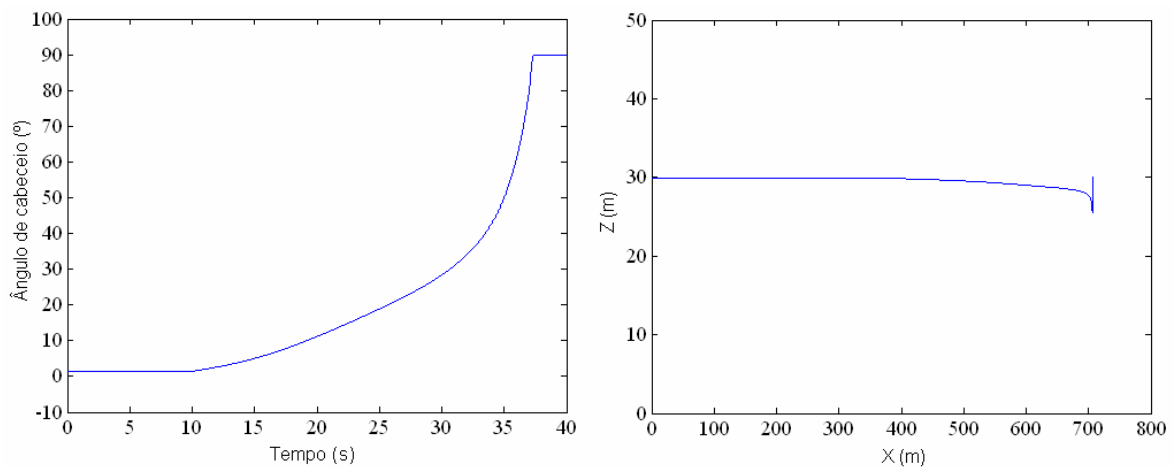


Figura 6.27 – Transição completa de vôo horizontal para vertical

Para corrigir esta queda na altura, adiciona-se um termo integrador ao controlador de transição conforme a equação (6.43). Para  $K_i = 0,1$ , verifica-se uma melhor transição, com redução de apenas 1 metro de altura. (Figura 6.28)

\* Da equação (6.41):  $\Delta z = \theta_{YRef} / 0,3$ . Logo, para  $\theta_{YRef} = \pi/2$ ,  $\Delta z \cong 5,2 \text{ m}$ .



$$\theta_{YRef} = 0,3.(z_{Ref} - z) + K_i \cdot \int (z_{Ref} - z) dt . \quad (6.43)$$

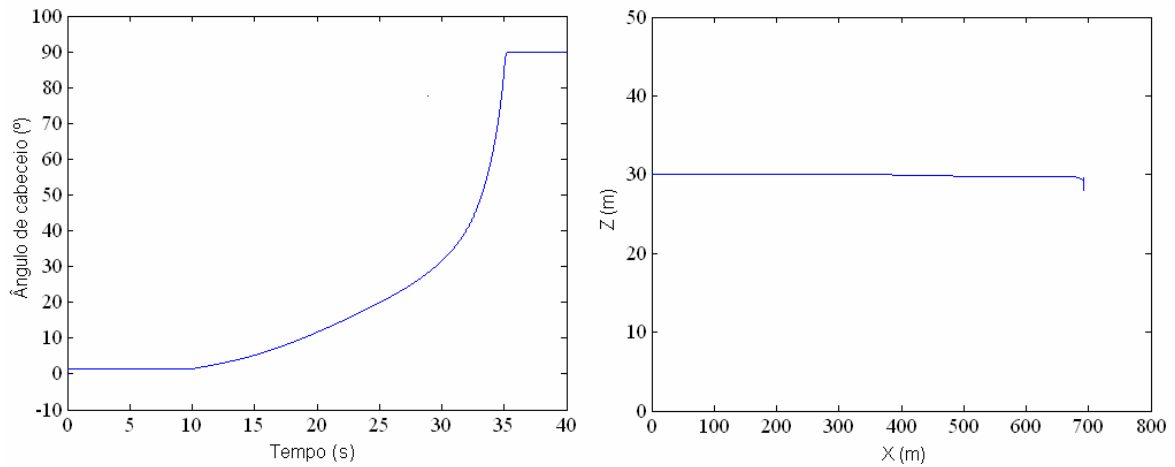


Figura 6.28 - Transição completa de vôo horizontal para vertical com adição do integrador ao controlador de transição.

### 6.6.2 - Transição vertical-horizontal

Semelhante o caso anterior, existem dois modos de realizar a transição de horizontal para vertical. Porém, desta vez, o caso mais eficiente é o mais simples, por demorar menos tempo para realizar a transição.

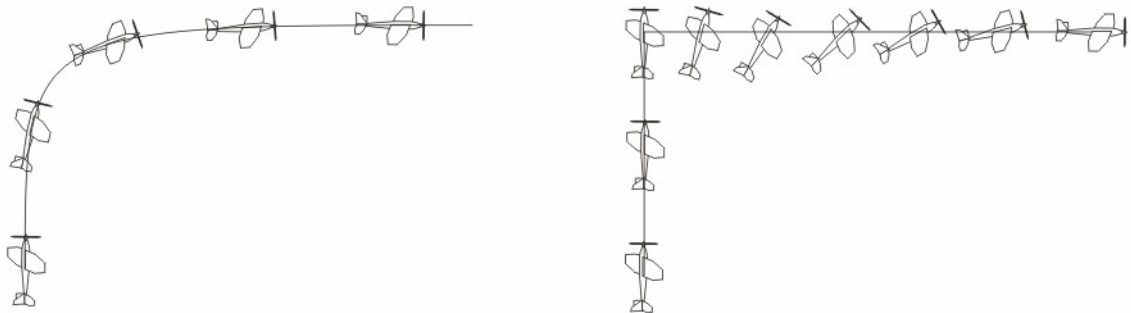


Figura 6.29 - Dois modos de transição de vôo vertical para vôo horizontal

Considerando que esta a transição deve ser realizada no intervalo de 5 segundos e com ganho de altitude menor que 25 metros, esta é feita adotando-se a seguinte seqüência de manobras: aciona-se a propulsão em seu valor máximo e ao mesmo tempo o controle de vôo horizontal assume tendo com a referência um ângulo de arfagem variando de 90° a 10°

uma taxa constante de  $-18^\circ/\text{s}$  (equivalente a  $90^\circ$  em 5s); após atingir um ângulo de  $10^\circ$  a propulsão é reduzida para o valor de regime de vôo horizontal e a transição é dada por terminada.

Simulando estas etapas aplicadas ao modelo, verificou-se a transição completa de vôo vertical para horizontal em um intervalo de 5 segundos conforme estabelecido, com o ganho de altitude final em torno de 15 metros. Uma queda de altura observada após o UAV atingir 40 metros de altura se deve principalmente a redução da propulsão quando no final da transição.

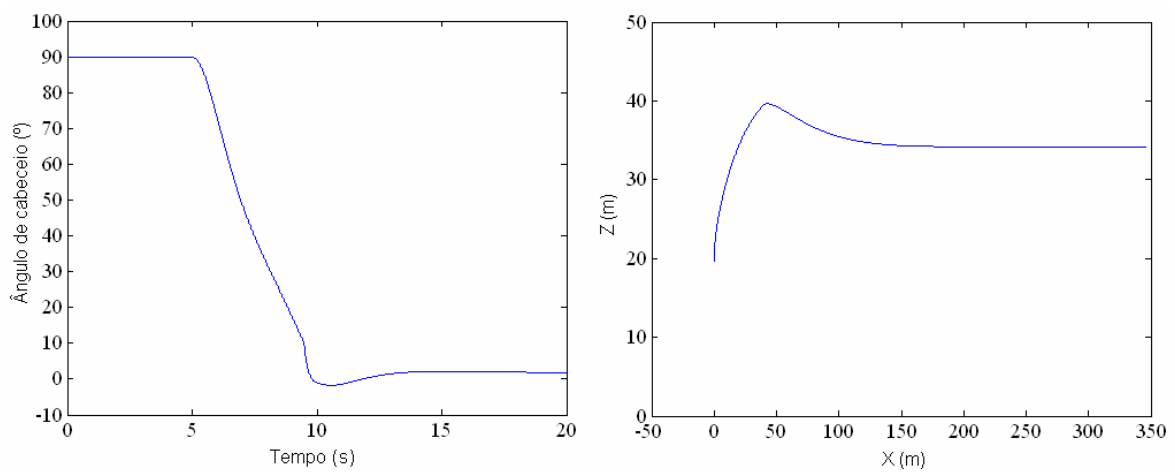


Figura 6.30 – Transição completa de vôo vertical para vôo horizontal.

## 7 - CONCLUSÕES E SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS

### 7.1 - CONCLUSÕES

Foi mostrada no presente trabalho a modelagem matemática de um UAV senta-cauda a partir do qual foi desenvolvido o sistema de controle para vôos horizontal, vertical e transição entre vôos. O modelo também auxiliou no desenvolvimento do projeto do UAV, que foi prototipado posteriormente para medição dos parâmetros, necessários ao desenvolvimento dos sistemas de controle.

A necessidade de desenvolvimento do modelo matemático se deu por não haver na literatura nenhum que considerasse aspectos necessários para a realização do vôo vertical. O modelo desenvolvido foi validado para vôo horizontal através de comparações com o Aerosim Blockset, mostrando semelhança quanto ao comportamento dinâmico. Analisando mais profundamente o Aerosim percebe-se que diferenças nas respostas se devem provavelmente à maneira com foram considerados o ângulo de deslizamento lateral, e a orientação da força de arrasto em relação à aeronave.

A etapa de projeto do UAV teve como principal objetivo avaliar a aplicação do conceito senta-cauda (*tail-sitter*) de pouso e decolagem vertical e o sistema de controle necessário. Por esses motivos a autonomia e velocidades máxima e mínima de cruzeiro não foram consideradas como requisitos de projeto.

O UAV foi projetado utilizando duas metodologias combinadas e auxílio do modelo matemático desenvolvido. O uso combinado dessas metodologias se mostrou que a utilização de apenas uma delas, esclarecendo melhor todas as etapas do projeto realizadas. A necessidade de se recorrer ao modelo matemático para cálculo de alguns parâmetros existiu porque nenhuma das duas metodologias utilizadas eram específicas para projeto de veículo aéreo senta cauda.

A partir do protótipo construído foram medidos os parâmetros do UAV utilizados para o desenvolvimento do sistema de controle e simulação do mesmo. Com uma futura

instrumentação do protótipo é possibilitada a realização de testes do sistema de controle aplicado a este em vôo de cabresto e posteriormente vôo livre.

Para o desenvolvimento dos controladores foi considerado o modelo simplificado e linearizado para cada situação/variável específica que se deseja controlar. Devido às simplificações e linearizações foram necessários ajustes individuais para cada caso. Com os ajustes, os controladores se mostraram capazes de realizarem as tarefas para os quais foram projetados.

Todas as etapas realizadas foram necessárias para o cumprimento do objetivo do trabalho. Primeiramente, foi feito e implementado em ambiente computacional o modelo matemático. Em seguida, projetou-se e construiu-se o protótipo a partir do qual foram medidos os parâmetros. Com os parâmetros do UAV e o modelo matemático, foram projetados, testados e ajustados os controladores, atingindo o principal objetivo do trabalho.

## **7.2 - SUGESTÕES DE TRABALHOS FUTUROS**

Com o desenvolvimento do presente trabalho percebe-se a necessidade da realização de várias etapas/tarefas até que o UAV esteja completo e capaz de realizar os vôos horizontal e vertical e a transição entre estes. Entre estas, são sugeridas:

- Desenvolvimento e implementação da aviônica necessária para realização de vôos horizontais, verticais e transição entre vôos.
- Desenvolvimento de plataforma para testes do sistema de controle com o UAV em cabresto.
- Validação do modelo para vôo vertical por comparação com situação real.
- Implementação do sistema de controle.
- Testes e ajustes do sistema de controle com o UAV em cabresto para vôo horizontal e vôo vertical.

- Teste em vôo livre dos controladores da transição entre vôos com auxílio de pilotagem por rádio controle.
- Desenvolvimento e testes de sistema de pouso na vertical
- Desenvolvimento do controle de trajetória e sistema de navegação necessário, para a realização de missões.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Abbott, Ira H; Doenhoff, Albert E Von. (1959). "Theory of wing section, including a summary of airfoil data". New York: Dover Publications
- Aerosim User Guide (2006). [http://www.u-dynamics.com/aerosim/aerosim\\_ug.pdf](http://www.u-dynamics.com/aerosim/aerosim_ug.pdf)
- AIAA (2006), "V/STOL: The First Half-Century"- <http://www.aiaa.org/tc/vstol/same.html>
- Anderson, S. B. (1981). "Historical Overview of V/STOL Aircraft Technology", *NASA Technical Memorandum*, [ntrs.nasa.gov](http://ntrs.nasa.gov)
- Airbone Grafix (2006). SNECMA C.450 Coléptere - <http://www.airbornegrafix.com/HistoricAircraft/VTOL/Coleoptere.htm>
- Boom, NG KAY, (2004). "Mini Airship Patrol Craft". Trabalho de graduação, *Department of Mechanical Engineering, National University of Singapore*.
- Bukolt, Romey, (2006) – "Basic R/C Model Design Parameters" – Proceedings [www.palosrc.com/instructor/](http://www.palosrc.com/instructor/)
- Cook, D.J., Gmytrasiewicz, P. e Holder, L.B. (1996). "Decision-Theoretic Cooperative Sensor Planning." *Pattern Analysis and Machine Intelligence*. IEEE, Vol. 18, no. 10, Pages: 1013-1023.
- Caccia, M., Veruggio, G. (2000). "Guidance and control of a reconfigurable unmanned underwater vehicle", *Journal of Control Engineering Practice*, Vol 8, no. 1, Pages 21-37
- Deng, X., Schenato, L., Sastry, S. (2002). "Hovering a Flight Control of a Micromechanical Flying Insect." *15th IFAC World Congress on Automatic Control*, Proceedings [robotics.eecs.berkeley.edu](http://robotics.eecs.berkeley.edu)
- Fox, Robert W, McDonald, Alan T. (1998). Introdução a mecânica dos fluidos. 4. ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 662 p.
- Fregene, K., Kennedy, D., Madhavan, R., Parker, L.E., Wang, D. (2005). "A class of intelligent agents for coordinated control of outdoor terrain mapping UGVs." *Journal of Engineering Applications of Artificial Intelligence*, Vol. 18, Issue 5, Pages: 513-531
- General Atomics Aeronautical Systems – [www.uav.com](http://www.uav.com)
- Gibb, J., Jones, C., Lee, T. (2000). "A Purpose-Built Robot for Aerial Surveillance." *International Aerial Robotics Competition Millennial Event*, Proceedings [controls.ae.gatech.edu/gtar/iarcpapers/](http://controls.ae.gatech.edu/gtar/iarcpapers/)
- Girardi, R., Rizzi, P. (2006). Desenvolvimento de metodologia para projeto conceitual de um veículo aéreo não tripulado (VANT), usado para inspeção de linhas de transmissão

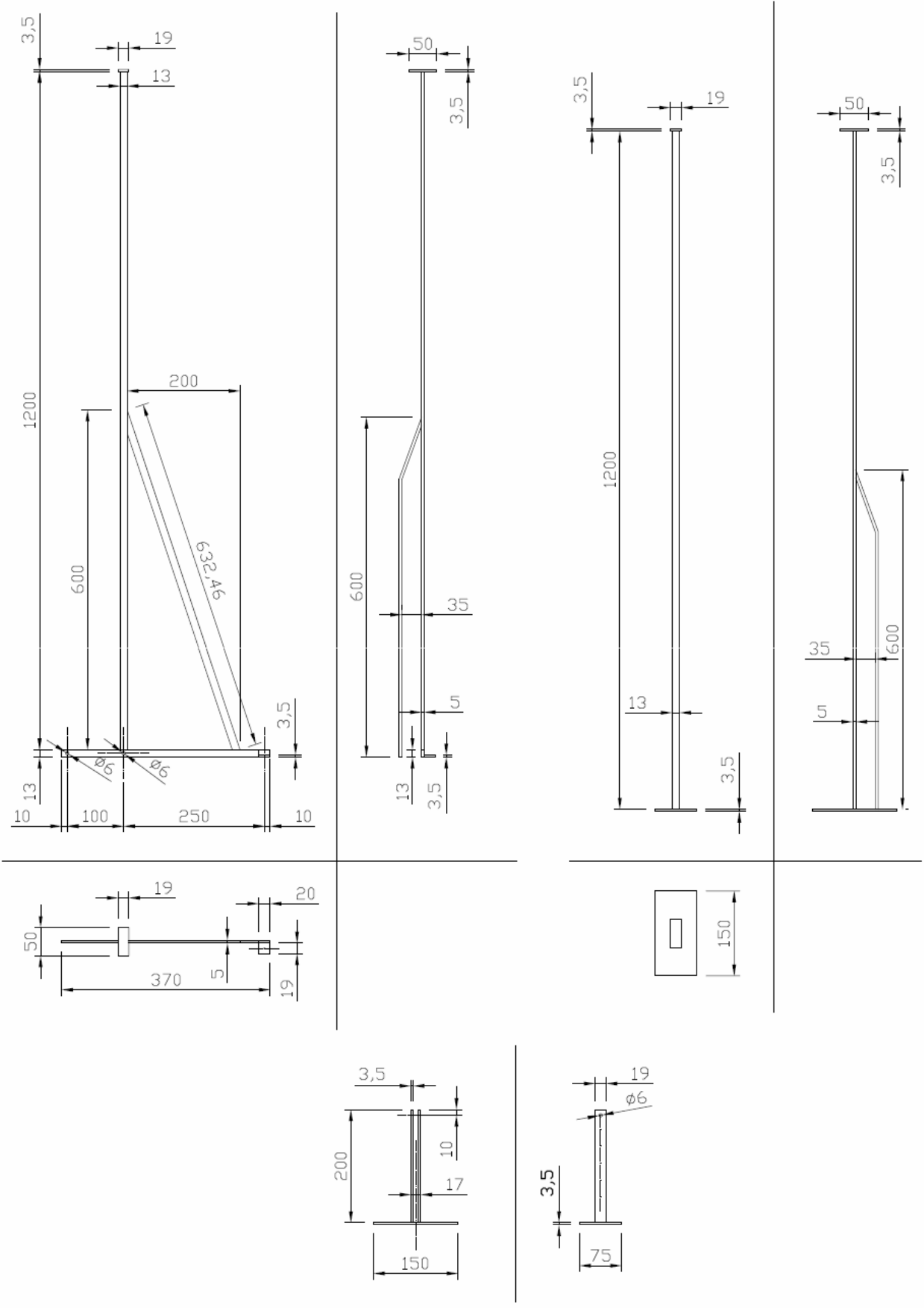
- de energia elétrica. IV Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 22 a 25 de Agosto de 2006, Recife-PE.
- GlobalSecurity.org, 2006a, “Vertical and Short Takeoff and Landing Aircraft V/STOL” - <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/vstol.htm>
- GlobalSecurity.org, 2006b, XFV-1 Pogo – <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/xfv-1.htm>
- GlobalSecurity.org, 2006c, XFY-1 Pogo - <http://www.globalsecurity.org/military/systems/aircraft/xfy-1.htm>
- HALLIDAY, RESNICK e WALKER, (1996). Fundamentos de física. 4. ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, Vol 1, Pages: 243-244
- Hall, J.L., Kerzhanovich, V.V., Yavrouian, A.H, Jones, J.A., White, C.V., Dudik, B.A., Plett, G.A., Mennella, J. e Elfes, A. (2005). “An aerobot for global in situ exploration of Titan”, *Journal of Advances in Space Research*, Vol 37, Issue 11, Pages: 2108-2119
- Hirschberg, M. J. (2006). “An Overview of the History of Vertical and/or Short Take-Off and Landing (V/STOL) Aircraft”. Proceedings [www.vstol.org](http://www.vstol.org).
- International V/STOL Historical Society (2006a) - Lockheed XFV-1 - <http://www.vstol.org/wheel/VSTOLWheel/LockheedXFV-1.htm>
- International V/STOL Historical Society (2006b) - Convair XFV-1 Pogo - <http://www.vstol.org/wheel/VSTOLWheel/ConvairXFV-1Pogo.htm>
- International V/STOL Historical Society (2006b) - Ryan X-13 Vertijet - <http://www.vstol.org/wheel/VSTOLWheel/RyanX-13Vertijet.htm>
- Jerusalem Post, The – 21 de abril de 2006 - <http://www.jpost.com/>
- Kim, Seung Jo (2006). “Design and Testing of VTOL UAV Cyclocopter with 4 Rotors”, Phoenix, American Helicopter Society 62nd Annual Forum, Vol 62, Issue 3, Pages 2109-2115
- Kuranaga dos Santos, R.M. (2001). Otimização do controle de atitude de satélites artificiais. Tese de doutorado, Instituto de Tecnologia da Aeronáutica (ITA).
- Lanari Bo, A.P., Miranda, H. F. (2004). Concepção de uma plataforma experimental para estudo de controle de um modelo reduzido de helicóptero. Trabalho de Graduação, Departamento de Engenharia Elétrica, UNB.
- McCormick, Barnes W (2002) “Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics.” New York: J Wiley, c1979. 652 p. ISBN 0-471-03032-5
- McIver, John (2003). “Cessna Skyhawk II / 100 Performance Assessment.” Temporal Images - <http://www.temporal.com.au>

- Milne-Thomson, Louis Melville. (1966) *Theoretical aerodynamics*. 4. ed. London: Macmillan, 430 p
- Meriam, J. L., Kraige, L. G. (1999). *Mecânica Dinâmica*, 4º ed. Rio de Janeiro: Livros Técnicos e Científicos, 506 p.
- NASA (2006). “Beginner's Guide to Aerodynamics” <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/bga.html>
- OGATA, Katsuhiko. (2000) *Engenharia de controle moderno*. 3. ed. Rio de Janeiro: Prentice Hall Brasil, 781 p.
- Ramayla, C. P., Dogoldogol, M. T. L. (2002). “Introduction to Robotics.” *Philippine Science High School-Central Mindanao Campus, proceedings physics.msuiit.edu.ph*
- Renaud J. P. (2000). “*Advanced Technologies and New Roles for VTOL Aircraft (Part II/II)*” - Air & Space Europe, 2000 - [ingentaconnect.com](http://ingentaconnect.com)
- Rosa, Edison da, (2006). *Introdução ao Projeto Aeronáutico: uma contribuição à competição SAE AeroDesingn*. Florianópolis: UFSC/GRANTE, 288p.
- Ruggiero, M. A. G., Lopes, V. L. R. (1996). *Cálculo Numérico – Aspectos Teóricos e Computacionais*. 2ª ed. São Paulo, MAKRON Books.
- Sirigineedi, G. (2005). “Flight Controller Design for an Autonomous MAV.” Dissertação de Mestrado, *Department of Aerospace Engineering, Indian Institute of Technology, Bomba*.
- Stone, R.H., Clarke, G. (2001). “The T-Wing: A VTOL UAV for Defense and Civilian Applications”, *Flight International's UAV Australia*, Melbourne, Australia.
- Schilling, Robert J. (1990). “Fundamentals of robotics: Analys and control.” Englewood cliffs: Prentice Hall, 425 p.
- Ly, Uy-Loi (1997). “Stability and Control of Flight Vehicle”, Department of Aeronautics and Astronautics, University of Washington, Seattle.
- Vachtsevanos, G., Tang, L., Drozeski, G., Gutierrez, L. (2005). “From mission planning to flight control of unmanned aerial vehicles: Strategies and implementation tools”, *Annual Reviews in Control*, Vol 29, Issue 1, Pages: 101-115



## **ANEXOS**

# ANEXO A – DESENHO TÉCNICO DOS SUPORTES USADOS NOS SISTEMAS DE MEDIÇÃO.



SUPORTES PARA MEDIÇÃO DOS PARÂMETROS AERODINÂMICOS DO VEÍCULO AÉREO	Desenhado por Márcio Rodrigo Vieira de Araújo	
	Escala 1:10	Data Novembro/2006

## ANEXO B – DADOS DAS MEDIÇÕES DE PARÂMETROS

Tabela C.1 – Velocidade e pressão dinâmica utilizados na medição.

	V1	V2	V3	V4
Velocidade	5,8 m/s	7,5 m/s	8,8 m/s	10,2 m/s
Pressão dinâmica	0,17 cmH <sub>2</sub> O	0,28 cmH <sub>2</sub> O	0,39 cmH <sub>2</sub> O	0,52 cmH <sub>2</sub> O

### B.1 - MEDIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO AERODINÂMICO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DE ATAQUE

Tabela C.2 - Medição para V=5,8m/s.

$\alpha$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	L <sub>1</sub> (cm)	L <sub>2</sub> (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	C <sub>L</sub>	C <sub>M<sub>y</sub></sub>
-24,7	-350	700	3,43	6,0	36,0	-1,4921	-1,3449	-0,1471	-1,2709	0,3029
-20,0	-250	500	2,45	5,0	36,0	-1,0903	-0,9560	-0,1343	-0,9078	0,2764
-14,9	-150	350	1,96	9,0	36,0	-0,6615	-0,4793	-0,1822	-0,7262	0,3751
-10,7	-70	220	1,47	6,5	38,0	-0,4439	-0,3257	-0,1183	-0,5447	0,2435
-4,8	-50	120	0,69	8,5	37,5	-0,2450	-0,1969	-0,0481	-0,2542	0,0990
0,0	-40	40	0,00	10,5	34,0	-0,0921	-0,0921	0,0000	0,0000	0,0000
5,5	-100	20	-0,78	8,0	37,0	-0,1705	-0,2256	0,0551	0,2905	-0,1134
11,3	-150	10	-1,37	8,5	36,0	-0,2190	-0,3439	0,1249	0,5084	-0,2571
14,7	-190	-10	-1,96	6,0	37,0	-0,2930	-0,4728	0,1798	0,7262	-0,3701
19,5	-400	150	-2,45	7,5	37,0	-0,8012	-0,9321	0,1309	0,9078	-0,2695
24,2	-600	250	-3,43	9,0	38,0	-1,1736	-1,3177	0,1441	1,2709	-0,2967

Tabela C.3 - Medição para V=7,5m/s.

$\alpha$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	L <sub>1</sub> (cm)	L <sub>2</sub> (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	C <sub>L</sub>	C <sub>M<sub>y</sub></sub>
-24,7	-550	1100	5,39	6,0	36,0	-2,3447	-2,0590	-0,2856	-1,2125	0,3569
-20,0	-300	750	4,41	5,0	36,0	-1,5068	-1,3150	-0,1918	-0,9921	0,2397
-14,9	-140	450	3,04	9,0	36,0	-0,7806	-0,5529	-0,2276	-0,6834	0,2845
-10,7	-80	300	2,16	6,5	38,0	-0,5811	-0,4527	-0,1284	-0,4850	0,1605
-4,8	-60	170	1,08	8,5	37,5	-0,3322	-0,2777	-0,0545	-0,2425	0,0681
0,0	-50	50	0,00	10,5	34,0	-0,1152	-0,1152	0,0000	0,0000	0,0000
5,5	-150	30	-1,18	8,0	37,0	-0,2558	-0,3182	0,0624	0,2646	-0,0780
11,3	-240	10	-2,25	8,5	36,0	-0,3425	-0,4781	0,1356	0,5071	-0,1695
14,7	-260	-70	-3,23	6,0	37,0	-0,3210	-0,5455	0,2246	0,7275	-0,2807
19,5	-600	150	-4,41	7,5	37,0	-1,0952	-1,2821	0,1870	0,9921	-0,2337
24,2	-900	360	-5,29	9,0	38,0	-1,7375	-2,0174	0,2798	1,1905	-0,3497

Tabela C.4 - Medição para V=8,8m/s.

$\alpha$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	L <sub>1</sub> (cm)	L <sub>2</sub> (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	C <sub>L</sub>	C <sub>M<sub>y</sub></sub>
-24,7	-750	1550	7,84	6,0	36,0	-3,2634	-2,8633	-0,4001	-1,2662	0,3590
-20,0	-400	1050	6,37	5,0	36,0	-2,0752	-1,7500	-0,3252	-1,0288	0,2918
-14,9	-130	600	4,61	9,0	36,0	-0,9658	-0,6679	-0,2979	-0,7439	0,2673
-10,7	-90	370	2,74	6,5	38,0	-0,7032	-0,5722	-0,1310	-0,4432	0,1175
-4,8	-70	220	1,47	8,5	37,5	-0,4194	-0,3647	-0,0547	-0,2374	0,0491
0,0	-60	60	0,00	10,5	34,0	-0,1382	-0,1382	0,0000	0,0000	0,0000
5,5	-200	50	-1,47	8,0	37,0	-0,3553	-0,4179	0,0627	0,2374	-0,0562
11,3	-330	10	-3,14	8,5	36,0	-0,4660	-0,6043	0,1383	0,5065	-0,1241
14,7	-340	-130	-4,61	6,0	37,0	-0,3651	-0,6589	0,2939	0,7439	-0,2637
19,5	-800	150	-6,37	7,5	37,0	-1,3892	-1,7062	0,3171	1,0288	-0,2845
24,2	-1250	500	-7,35	9,0	38,0	-2,4133	-2,8053	0,3920	1,1871	-0,3518

Tabela C.5 - Medição para V=10,2m/s.

$\alpha$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	L <sub>1</sub> (cm)	L <sub>2</sub> (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	C <sub>L</sub>	C <sub>M<sub>y</sub></sub>
-24,7	-950	1950	9,80	6,0	36,0	-4,1160	-3,6034	-0,5126	-1,1871	0,3450
-20,0	-500	1300	7,84	5,0	36,0	-2,5774	-2,1142	-0,4632	-0,9497	0,3117
-14,9	-120	700	5,68	9,0	36,0	-1,0849	-0,7262	-0,3587	-0,6885	0,2414
-10,7	-100	450	3,43	6,5	38,0	-0,8404	-0,7055	-0,1348	-0,4155	0,0907
-4,8	-90	280	1,86	8,5	37,5	-0,5351	-0,4598	-0,0753	-0,2255	0,0507
0,0	-80	80	0,00	10,5	34,0	-0,1842	-0,1842	0,0000	0,0000	0,0000
5,5	-250	60	-1,86	8,0	37,0	-0,4405	-0,5268	0,0863	0,2255	-0,0581
11,3	-420	20	-3,92	8,5	36,0	-0,6027	-0,7451	0,1424	0,4748	-0,0958
14,7	-400	-200	-5,88	6,0	37,0	-0,3626	-0,7164	0,3538	0,7123	-0,2381
19,5	-950	150	-7,84	7,5	37,0	-1,6097	-2,0613	0,4517	0,9497	-0,3039
24,2	-1600	600	-9,80	9,0	38,0	-3,0282	-3,5304	0,5022	1,1871	-0,3380

## B.2 - MEDIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO LATERAL E MOMENTO AERODINÂMICO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DE DESLISAMENTO LATERAL

Tabela C.6 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$\beta$	Medida E (g)	Medida D (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-20,4	-130	180	0,490	5,0	40,0	-0,2658	-0,1702	-0,0956	0,1816	-0,0394
-15,0	-100	140	0,392	9,0	36,0	-0,1588	-0,0908	-0,0679	0,1452	-0,0280
-9,8	-50	80	0,294	6,0	38,5	-0,1031	-0,0704	-0,0328	0,1089	-0,0135
-4,6	-30	40	0,098	5,5	38,5	-0,0564	-0,0412	-0,0151	0,0363	-0,0062
0,0	-40	40	0,000	10,5	34,5	-0,0470	-0,0470	0,0000	0,0000	0,0000
5,4	-30	10	-0,196	6,5	37,0	-0,0306	-0,0484	0,0178	-0,0726	0,0073
10,6	-40	20	-0,196	8,5	36,0	-0,0407	-0,0761	0,0354	-0,0726	0,0146
15,4	-30	0	-0,294	6,5	37,0	-0,0235	-0,0933	0,0697	-0,1089	0,0287
21,3	-70	30	-0,392	6,0	37,0	-0,0779	-0,1777	0,0998	-0,1452	0,0411

Tabela C.7 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$\beta$	Medida E (g)	Medida D (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-20,4	-210	300	0,882	5,0	40,0	-0,4373	-0,2787	-0,1586	0,1984	-0,0396
-15,0	-160	220	0,588	9,0	36,0	-0,2514	-0,1448	-0,1066	0,1323	-0,0266
-9,8	-80	120	0,392	6,0	38,5	-0,1588	-0,1014	-0,0574	0,0882	-0,0143
-4,6	-70	80	0,098	5,5	38,5	-0,1210	-0,0893	-0,0317	0,0220	-0,0079
0,0	-60	60	0,000	10,5	34,5	-0,0706	-0,0706	0,0000	0,0000	0,0000
5,4	-50	40	-0,098	6,5	37,0	-0,0676	-0,1048	0,0372	-0,0220	0,0093
10,6	-50	20	-0,294	8,5	36,0	-0,0475	-0,1096	0,0621	-0,0661	0,0155
15,4	-50	0	-0,490	6,5	37,0	-0,0392	-0,1486	0,1094	-0,1102	0,0274
21,3	-120	40	-0,784	6,0	37,0	-0,1254	-0,2910	0,1656	-0,1764	0,0414

Tabela C.8 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$\beta$	Medida E (g)	Medida D (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-20,4	-300	420	1,176	5,0	40,0	-0,6174	-0,3949	-0,2225	0,1899	-0,0399
-15,0	-210	300	0,882	9,0	36,0	-0,3374	-0,1954	-0,1420	0,1425	-0,0255
-9,8	-110	170	0,588	6,0	38,5	-0,2222	-0,1425	-0,0797	0,0950	-0,0143
-4,6	-90	100	0,098	5,5	38,5	-0,1534	-0,1216	-0,0318	0,0158	-0,0057
0,0	-80	80	0,000	10,5	34,5	-0,0941	-0,0941	0,0000	0,0000	0,0000
5,4	-80	60	-0,196	6,5	37,0	-0,1054	-0,1427	0,0373	-0,0317	0,0067
10,6	-70	30	-0,392	8,5	36,0	-0,0679	-0,1541	0,0862	-0,0633	0,0155
15,4	-70	0	-0,686	6,5	37,0	-0,0549	-0,2006	0,1457	-0,1108	0,0262
21,3	-170	60	-1,078	6,0	37,0	-0,1801	-0,4124	0,2323	-0,1741	0,0417

Tabela C.9 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$\beta$	Medida E (g)	Medida D (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-20,4	-440	580	1,372	5,0	40,0	-0,8747	-0,5493	-0,3254	0,1662	-0,0438
-15,0	-280	380	0,980	9,0	36,0	-0,4366	-0,2527	-0,1839	0,1187	-0,0248
-9,8	-150	230	0,784	6,0	38,5	-0,3016	-0,1885	-0,1131	0,0950	-0,0152
-4,6	-130	160	0,294	5,5	38,5	-0,2337	-0,1842	-0,0496	0,0356	-0,0067
0,0	-110	110	0,000	10,5	34,5	-0,1294	-0,1294	0,0000	0,0000	0,0000
5,4	-120	90	-0,294	6,5	37,0	-0,1580	-0,2162	0,0582	-0,0356	0,0078
10,6	-90	30	-0,588	8,5	36,0	-0,0816	-0,2039	0,1223	-0,0712	0,0165
15,4	-90	0	-0,882	6,5	37,0	-0,0706	-0,2594	0,1888	-0,1068	0,0254
21,3	-210	90	-1,176	6,0	37,0	-0,2337	-0,5735	0,3398	-0,1425	0,0457

### B.3 - MEDIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO AERODINÂMICO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DO PROFUNDOR

Tabela C.10 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	-100	30	-0,6860	10,5	34,0	-0,1514	-0,2707	0,1193	-0,2542	0,2456
-25	-80	30	-0,4900	10,5	34,0	-0,1279	-0,2418	0,1139	-0,1816	0,2345
-20	-70	20	-0,4900	10,5	34,0	-0,1049	-0,2016	0,0968	-0,1816	0,1992
-15	-60	20	-0,3920	10,5	34,0	-0,0931	-0,1671	0,0740	-0,1452	0,1523
-10	-60	30	-0,2940	10,5	34,0	-0,1044	-0,1556	0,0512	-0,1089	0,1054
-5	-50	30	-0,1960	10,5	34,0	-0,0926	-0,1267	0,0341	-0,0726	0,0701
0	-50	50	0,0000	10,5	34,0	-0,1152	-0,1152	0,0000	0,0000	0,0000
5	-60	80	0,1960	10,5	34,0	-0,1607	-0,1267	-0,0341	0,0726	-0,0701
10	-80	100	0,1960	10,5	34,0	-0,2068	-0,1556	-0,0512	0,0726	-0,1054
15	-90	120	0,2940	10,5	34,0	-0,2411	-0,1671	-0,0740	0,1089	-0,1523
20	-110	150	0,3920	10,5	34,0	-0,2984	-0,2016	-0,0968	0,1452	-0,1992
25	-130	180	0,4900	10,5	34,0	-0,3557	-0,2418	-0,1139	0,1816	-0,2345
30	-140	200	0,5880	10,5	34,0	-0,3900	-0,2707	-0,1193	0,2179	-0,2456

Tabela C.11 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	-150	50	-0,980	10,5	34,0	-0,2328	-0,3974	0,1646	-0,2205	0,2058
-25	-130	40	-0,882	10,5	34,0	-0,1980	-0,3513	0,1534	-0,1984	0,1917
-20	-110	30	-0,784	10,5	34,0	-0,1632	-0,2996	0,1365	-0,1764	0,1705
-15	-100	30	-0,686	10,5	34,0	-0,1514	-0,2536	0,1022	-0,1543	0,1277
-10	-80	20	-0,588	10,5	34,0	-0,1166	-0,2075	0,0909	-0,1323	0,1136
-5	-80	40	-0,392	10,5	34,0	-0,1392	-0,1786	0,0394	-0,0882	0,0493
0	-70	70	0,000	10,5	34,0	-0,1612	-0,1612	0,0000	0,0000	0,0000
5	-80	110	0,294	10,5	34,0	-0,2181	-0,1786	-0,0394	0,0661	-0,0493
10	-110	150	0,392	10,5	34,0	-0,2984	-0,2075	-0,0909	0,0882	-0,1136
15	-130	180	0,490	10,5	34,0	-0,3557	-0,2536	-0,1022	0,1102	-0,1277
20	-160	220	0,588	10,5	34,0	-0,4361	-0,2996	-0,1365	0,1323	-0,1705
25	-180	260	0,784	10,5	34,0	-0,5047	-0,3513	-0,1534	0,1764	-0,1917
30	-200	290	0,882	10,5	34,0	-0,5620	-0,3974	-0,1646	0,1984	-0,2058

Tabela C.12 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	-190	70	-1,176	10,5	34,0	-0,3023	-0,5471	0,2448	-0,1899	0,2196
-25	-170	60	-1,078	10,5	34,0	-0,2675	-0,5010	0,2335	-0,1741	0,2095
-20	-150	50	-0,980	10,5	34,0	-0,2328	-0,4319	0,1992	-0,1583	0,1787
-15	-130	40	-0,882	10,5	34,0	-0,1980	-0,3628	0,1649	-0,1425	0,1479
-10	-100	30	-0,686	10,5	34,0	-0,1514	-0,2994	0,1480	-0,1108	0,1328
-5	-100	50	-0,490	10,5	34,0	-0,1740	-0,2533	0,0794	-0,0791	0,0712
0	-110	110	0,000	10,5	34,0	-0,2533	-0,2533	0,0000	0,0000	0,0000
5	-120	170	0,490	10,5	34,0	-0,3327	-0,2533	-0,0794	0,0791	-0,0712
10	-160	230	0,686	10,5	34,0	-0,4474	-0,2994	-0,1480	0,1108	-0,1328
15	-190	270	0,784	10,5	34,0	-0,5277	-0,3628	-0,1649	0,1266	-0,1479
20	-230	320	0,882	10,5	34,0	-0,6311	-0,4319	-0,1992	0,1425	-0,1787
25	-270	370	0,980	10,5	34,0	-0,7345	-0,5010	-0,2335	0,1583	-0,2095
30	-290	400	1,078	10,5	34,0	-0,7918	-0,5471	-0,2448	0,1741	-0,2196

Tabela C.13 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	-250	90	-1,568	10,5	34,0	-0,3954	-0,7257	0,3303	-0,1899	0,2222
-25	-230	80	-1,470	10,5	34,0	-0,3606	-0,6566	0,2960	-0,1781	0,1992
-20	-190	60	-1,274	10,5	34,0	-0,2911	-0,5530	0,2619	-0,1543	0,1762
-15	-160	50	-1,078	10,5	34,0	-0,2445	-0,4665	0,2220	-0,1306	0,1494
-10	-130	40	-0,882	10,5	34,0	-0,1980	-0,3859	0,1879	-0,1068	0,1265
-5	-120	60	-0,588	10,5	34,0	-0,2087	-0,3168	0,1080	-0,0712	0,0727
0	-140	140	0,000	10,5	34,0	-0,3224	-0,3224	0,0000	0,0000	0,0000
5	-160	210	0,490	10,5	34,0	-0,4248	-0,3168	-0,1080	0,0594	-0,0727
10	-210	290	0,784	10,5	34,0	-0,5738	-0,3859	-0,1879	0,0950	-0,1265
15	-250	350	0,980	10,5	34,0	-0,6885	-0,4665	-0,2220	0,1187	-0,1494
20	-300	410	1,078	10,5	34,0	-0,8149	-0,5530	-0,2619	0,1306	-0,1762
25	-350	480	1,274	10,5	34,0	-0,9526	-0,6566	-0,2960	0,1543	-0,1992
30	-390	530	1,372	10,5	34,0	-1,0560	-0,7257	-0,3303	0,1662	-0,2222

## B.4 - MEDIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO E MOMENTO AERODINÂMICO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DO LEME

Tabela C.14 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-30	150	-190	-0,3920	10,5	34,5	0,3998	0,2646	0,1352	-0,1452	0,0557
-25	130	-170	-0,3920	10,5	34,5	0,3528	0,2352	0,1176	-0,1452	0,0484
-20	110	-150	-0,3920	10,5	34,5	0,3058	0,1999	0,1058	-0,1452	0,0436
-15	90	-120	-0,2940	10,5	34,5	0,2470	0,1646	0,0823	-0,1089	0,0339
-10	70	-100	-0,2940	10,5	34,5	0,1999	0,1352	0,0647	-0,1089	0,0266
-5	60	-70	-0,0980	10,5	34,5	0,1529	0,1117	0,0412	-0,0363	0,0169
0	40	-40	0,0000	10,5	34,5	0,0941	0,0941	0,0000	0,0000	0,0000
5	40	-20	0,1960	10,5	34,5	0,0706	0,1117	-0,0412	0,0726	-0,0169
10	40	-20	0,1960	10,5	34,5	0,0706	0,1352	-0,0647	0,0726	-0,0266
15	50	-20	0,2940	10,5	34,5	0,0823	0,1646	-0,0823	0,1089	-0,0339
20	60	-20	0,3920	10,5	34,5	0,0941	0,1999	-0,1058	0,1452	-0,0436
25	70	-30	0,3920	10,5	34,5	0,1176	0,2352	-0,1176	0,1452	-0,0484
30	80	-30	0,4900	10,5	34,5	0,1294	0,2646	-0,1352	0,1816	-0,0557

Tabela C.15 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-30	230	-300	-0,6860	10,5	34,5	0,6233	0,3998	0,2234	-0,1543	0,0558
-25	200	-260	-0,5880	10,5	34,5	0,5410	0,3352	0,2058	-0,1323	0,0514
-20	170	-230	-0,5880	10,5	34,5	0,4704	0,2822	0,1882	-0,1323	0,0470
-15	140	-190	-0,4900	10,5	34,5	0,3881	0,2411	0,1470	-0,1102	0,0367
-10	110	-140	-0,2940	10,5	34,5	0,2940	0,1882	0,1058	-0,0661	0,0265
-5	90	-100	-0,0980	10,5	34,5	0,2234	0,1646	0,0588	-0,0220	0,0147
0	60	-60	0,0000	10,5	34,5	0,1411	0,1411	0,0000	0,0000	0,0000
5	60	-30	0,2940	10,5	34,5	0,1058	0,1646	-0,0588	0,0661	-0,0147
10	60	-10	0,4900	10,5	34,5	0,0823	0,1882	-0,1058	0,1102	-0,0265
15	70	-10	0,5880	10,5	34,5	0,0941	0,2411	-0,1470	0,1323	-0,0367
20	70	-10	0,5880	10,5	34,5	0,0941	0,2822	-0,1882	0,1323	-0,0470
25	90	-20	0,6860	10,5	34,5	0,1294	0,3352	-0,2058	0,1543	-0,0514
30	110	-40	0,6860	10,5	34,5	0,1764	0,3998	-0,2234	0,1543	-0,0558

Tabela C.16 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-30	310	-410	-0,9800	10,5	34,5	0,8467	0,6056	0,2411	-0,1583	0,0433
-25	280	-370	-0,8820	10,5	34,5	0,7644	0,4998	0,2646	-0,1425	0,0475
-20	250	-330	-0,7840	10,5	34,5	0,6821	0,3881	0,2940	-0,1266	0,0528
-15	200	-270	-0,6860	10,5	34,5	0,5527	0,3234	0,2293	-0,1108	0,0412
-10	150	-200	-0,4900	10,5	34,5	0,4116	0,2646	0,1470	-0,0791	0,0264
-5	120	-150	-0,2940	10,5	34,5	0,3175	0,2293	0,0882	-0,0475	0,0158
0	80	-80	0,0000	10,5	34,5	0,1882	0,1882	0,0000	0,0000	0,0000
5	80	-40	0,3920	10,5	34,5	0,1411	0,2293	-0,0882	0,0633	-0,0158
10	80	-20	0,5880	10,5	34,5	0,1176	0,2646	-0,1470	0,0950	-0,0264
15	80	0	0,7840	10,5	34,5	0,0941	0,3234	-0,2293	0,1266	-0,0412
20	90	10	0,9800	10,5	34,5	0,0941	0,3881	-0,2940	0,1583	-0,0528
25	160	-40	1,1760	10,5	34,5	0,2352	0,4998	-0,2646	0,1899	-0,0475
30	220	-90	1,2740	10,5	34,5	0,3646	0,6056	-0,2411	0,2058	-0,0433

Tabela C.17 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$	$C_{Mz}$
-30	400	-550	-1,4700	10,5	34,5	1,1172	0,7468	0,3704	-0,1781	0,0499
-25	350	-480	-1,2740	10,5	34,5	0,9761	0,6115	0,3646	-0,1543	0,0491
-20	310	-420	-1,0780	10,5	34,5	0,8585	0,4998	0,3587	-0,1306	0,0483
-15	260	-340	-0,7840	10,5	34,5	0,7056	0,4234	0,2822	-0,0950	0,0380
-10	210	-260	-0,4900	10,5	34,5	0,5527	0,3587	0,1940	-0,0594	0,0261
-5	160	-190	-0,2940	10,5	34,5	0,4116	0,2999	0,1117	-0,0356	0,0150
0	110	-110	0,0000	10,5	34,5	0,2587	0,2587	0,0000	0,0000	0,0000
5	110	-50	0,5880	10,5	34,5	0,1882	0,2999	-0,1117	0,0712	-0,0150
10	110	-30	0,7840	10,5	34,5	0,1646	0,3587	-0,1940	0,0950	-0,0261
15	110	-10	0,9800	10,5	34,5	0,1411	0,4234	-0,2822	0,1187	-0,0380
20	120	0	1,1760	10,5	34,5	0,1411	0,4998	-0,3587	0,1425	-0,0483
25	170	-40	1,2740	10,5	34,5	0,2470	0,6115	-0,3646	0,1543	-0,0491
30	230	-90	1,3720	10,5	34,5	0,3763	0,7468	-0,3704	0,1662	-0,0499

## B.5 - MEDIÇÃO DA SUSTENTAÇÃO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DOS FLAPERONS (ATUAÇÃO CONJUNTA)

Tabela C.18 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	150	-190	1,6660	10,5	34,0	-0,3528	-0,4204	0,0676	-0,6173	-0,1392
-25	130	-170	1,3720	10,5	34,0	-0,2960	-0,3342	0,0382	-0,5084	-0,0787
-20	110	-150	1,1760	10,5	34,0	-0,2504	-0,2825	0,0321	-0,4357	-0,0661
-15	90	-120	1,0780	10,5	34,0	-0,1931	-0,2247	0,0316	-0,3994	-0,0651
-10	70	-100	0,9800	10,5	34,0	-0,1357	-0,1730	0,0372	-0,3631	-0,0767
-5	60	-70	0,2940	10,5	34,0	-0,0799	-0,0982	0,0184	-0,1089	-0,0378
0	40	-40	-0,2940	10,5	34,0	-0,1044	-0,1044	0,0000	0,1089	0,0000
5	40	-20	-0,5880	10,5	34,0	-0,1166	-0,0982	-0,0184	0,2179	0,0378
10	40	-20	-1,1760	10,5	34,0	-0,2102	-0,1730	-0,0372	0,4357	0,0767
15	50	-20	-1,1760	10,5	34,0	-0,2563	-0,2247	-0,0316	0,4357	0,0651
20	60	-20	-1,4700	10,5	34,0	-0,3146	-0,2825	-0,0321	0,5447	0,0661
25	70	-30	-1,5680	10,5	34,0	-0,3724	-0,3342	-0,0382	0,5810	0,0787
30	80	-30	-1,7640	10,5	34,0	-0,4880	-0,4204	-0,0676	0,6536	0,1392

Tabela C.19 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	150	-190	2,2540	10,5	34,0	-0,5586	-0,6399	0,0813	-0,5071	-0,1017
-25	130	-170	2,0580	10,5	34,0	-0,4670	-0,5245	0,0576	-0,4630	-0,0720
-20	110	-150	1,7640	10,5	34,0	-0,3871	-0,4322	0,0451	-0,3968	-0,0563
-15	90	-120	1,5680	10,5	34,0	-0,2955	-0,3401	0,0446	-0,3527	-0,0557
-10	70	-100	1,3720	10,5	34,0	-0,2038	-0,2538	0,0500	-0,3086	-0,0625
-5	60	-70	0,2940	10,5	34,0	-0,1490	-0,1678	0,0189	-0,0661	-0,0236
0	40	-40	-0,4900	10,5	34,0	-0,1509	-0,1509	0,0000	0,1102	0,0000
5	40	-20	-0,9800	10,5	34,0	-0,1867	-0,1678	-0,0189	0,2205	0,0236
10	40	-20	-1,7640	10,5	34,0	-0,3038	-0,2538	-0,0500	0,3968	0,0625
15	50	-20	-1,8620	10,5	34,0	-0,3847	-0,3401	-0,0446	0,4189	0,0557
20	60	-20	-2,0580	10,5	34,0	-0,4773	-0,4322	-0,0451	0,4630	0,0563
25	70	-30	-2,5480	10,5	34,0	-0,5821	-0,5245	-0,0576	0,5732	0,0720
30	80	-30	-2,9400	10,5	34,0	-0,7213	-0,6399	-0,0813	0,6614	0,1017

Tabela C.20 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	150	-190	3,1360	10,5	34,0	-0,7752	-0,8874	0,1122	-0,5065	-0,1007
-25	130	-170	2,6460	10,5	34,0	-0,6497	-0,7438	0,0941	-0,4274	-0,0844
-20	110	-150	2,3520	10,5	34,0	-0,5468	-0,5993	0,0524	-0,3799	-0,0470
-15	90	-120	2,1560	10,5	34,0	-0,4322	-0,4785	0,0463	-0,3482	-0,0415
-10	70	-100	2,0580	10,5	34,0	-0,3058	-0,3575	0,0517	-0,3324	-0,0464
-5	60	-70	0,2940	10,5	34,0	-0,2181	-0,2315	0,0135	-0,0475	-0,0121
0	40	-40	-0,6860	10,5	34,0	-0,1975	-0,1975	0,0000	0,1108	0,0000
5	40	-20	-1,2740	10,5	34,0	-0,2450	-0,2315	-0,0135	0,2058	0,0121
10	40	-20	-2,4500	10,5	34,0	-0,4092	-0,3575	-0,0517	0,3957	0,0464
15	50	-20	-2,6460	10,5	34,0	-0,5248	-0,4785	-0,0463	0,4274	0,0415
20	60	-20	-2,7440	10,5	34,0	-0,6517	-0,5993	-0,0524	0,4432	0,0470
25	70	-30	-3,5280	10,5	34,0	-0,8379	-0,7438	-0,0941	0,5698	0,0844
30	80	-30	-3,7240	10,5	34,0	-0,9996	-0,8874	-0,1122	0,6015	0,1007

Tabela C.21 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_1$ (cm)	$L_2$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_L$	$C_{M_y}$
-30	150	-190	3,8220	10,5	34,0	-1,0153	-1,1589	0,1436	-0,4630	-0,0966
-25	130	-170	3,4300	10,5	34,0	-0,8551	-0,9744	0,1193	-0,4155	-0,0803
-20	110	-150	3,0380	10,5	34,0	-0,7179	-0,8070	0,0892	-0,3680	-0,0600
-15	90	-120	2,8420	10,5	34,0	-0,5802	-0,6341	0,0539	-0,3443	-0,0363
-10	70	-100	2,6460	10,5	34,0	-0,4425	-0,4844	0,0419	-0,3205	-0,0282
-5	60	-70	0,2940	10,5	34,0	-0,2871	-0,3011	0,0140	-0,0356	-0,0094
0	40	-40	-0,9800	10,5	34,0	-0,2558	-0,2558	0,0000	0,1187	0,0000
5	40	-20	-1,6660	10,5	34,0	-0,3151	-0,3011	-0,0140	0,2018	0,0094
10	40	-20	-3,2340	10,5	34,0	-0,5263	-0,4844	-0,0419	0,3917	0,0282
15	50	-20	-3,4300	10,5	34,0	-0,6880	-0,6341	-0,0539	0,4155	0,0363
20	60	-20	-3,8220	10,5	34,0	-0,8962	-0,8070	-0,0892	0,4630	0,0600
25	70	-30	-4,5080	10,5	34,0	-1,0937	-0,9744	-0,1193	0,5461	0,0803
30	80	-30	-5,0960	10,5	34,0	-1,3024	-1,1589	-0,1436	0,6173	0,0966

## B.6 - MEDIÇÃO DA MOMENTO AERODINÂMICO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DOS FLAPERONS (ATUAÇÃO CONJUGADA)

Tabela C.22 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$
-30	110	-110	0	15,0	15,0	0,3234	0,0000	0,3234	0,1331
-25	100	-100	0	15,0	15,0	0,2940	0,0000	0,2940	0,1210
-20	90	-90	0	15,0	15,0	0,2646	0,0000	0,2646	0,1089
-15	70	-70	0	15,0	15,0	0,2058	0,0000	0,2058	0,0847
-10	40	-40	0	15,0	15,0	0,1176	0,0000	0,1176	0,0484
-5	20	-20	0	15,0	15,0	0,0588	0,0000	0,0588	0,0242
0	0	0	0	15,0	15,0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
5	-10	10	0	15,0	15,0	-0,0294	0,0000	-0,0294	-0,0121
10	-30	30	0	15,0	15,0	-0,0882	0,0000	-0,0882	-0,0363
15	-50	50	0	15,0	15,0	-0,1470	0,0000	-0,1470	-0,0605
20	-80	80	0	15,0	15,0	-0,2352	0,0000	-0,2352	-0,0968
25	-90	90	0	15,0	15,0	-0,2646	0,0000	-0,2646	-0,1089
30	-100	100	0	15,0	15,0	-0,2940	0,0000	-0,2940	-0,1210

Tabela C.23 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$
-30	110	-110	0	15,0	15,0	0,5292	0,0000	0,5292	0,1323
-25	100	-100	0	15,0	15,0	0,4704	0,0000	0,4704	0,1176
-20	90	-90	0	15,0	15,0	0,3822	0,0000	0,3822	0,0955
-15	70	-70	0	15,0	15,0	0,2940	0,0000	0,2940	0,0735
-10	40	-40	0	15,0	15,0	0,2058	0,0000	0,2058	0,0514
-5	20	-20	0	15,0	15,0	0,0882	0,0000	0,0882	0,0220
0	0	0	0	15,0	15,0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
5	-10	10	0	15,0	15,0	-0,0588	0,0000	-0,0588	-0,0147
10	-30	30	0	15,0	15,0	-0,2058	0,0000	-0,2058	-0,0514
15	-50	50	0	15,0	15,0	-0,2940	0,0000	-0,2940	-0,0735
20	-80	80	0	15,0	15,0	-0,3822	0,0000	-0,3822	-0,0955
25	-90	90	0	15,0	15,0	-0,4410	0,0000	-0,4410	-0,1102
30	-100	100	0	15,0	15,0	-0,4998	0,0000	-0,4998	-0,1249

Tabela C.24 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$
-30	110	-110	0	15,0	15,0	0,7350	0,0000	0,7350	0,1319
-25	100	-100	0	15,0	15,0	0,6468	0,0000	0,6468	0,1161
-20	90	-90	0	15,0	15,0	0,5292	0,0000	0,5292	0,0950
-15	70	-70	0	15,0	15,0	0,4116	0,0000	0,4116	0,0739
-10	40	-40	0	15,0	15,0	0,3234	0,0000	0,3234	0,0580
-5	20	-20	0	15,0	15,0	0,1176	0,0000	0,1176	0,0211
0	0	0	0	15,0	15,0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
5	-10	10	0	15,0	15,0	-0,0882	0,0000	-0,0882	-0,0158
10	-30	30	0	15,0	15,0	-0,3234	0,0000	-0,3234	-0,0580
15	-50	50	0	15,0	15,0	-0,4410	0,0000	-0,4410	-0,0791
20	-80	80	0	15,0	15,0	-0,5292	0,0000	-0,5292	-0,0950
25	-90	90	0	15,0	15,0	-0,6174	0,0000	-0,6174	-0,1108
30	-100	100	0	15,0	15,0	-0,7056	0,0000	-0,7056	-0,1266

Tabela C.25 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Flaperon}$	Medida 1 (g)	Medida 2 (g)	Soma (N)	$L_E$ (cm)	$L_D$ (cm)	Momento total	Momento de arrasto	Momento resultante	$C_Y$
-30	110	-110	0	15,0	15,0	0,9408	0,0000	0,9408	0,1266
-25	100	-100	0	15,0	15,0	0,8232	0,0000	0,8232	0,1108
-20	90	-90	0	15,0	15,0	0,6762	0,0000	0,6762	0,0910
-15	70	-70	0	15,0	15,0	0,5586	0,0000	0,5586	0,0752
-10	40	-40	0	15,0	15,0	0,4410	0,0000	0,4410	0,0594
-5	20	-20	0	15,0	15,0	0,1764	0,0000	0,1764	0,0237
0	0	0	0	15,0	15,0	0,0000	0,0000	0,0000	0,0000
5	-10	10	0	15,0	15,0	-0,1176	0,0000	-0,1176	-0,0158
10	-30	30	0	15,0	15,0	-0,4410	0,0000	-0,4410	-0,0594
15	-50	50	0	15,0	15,0	-0,5880	0,0000	-0,5880	-0,0791
20	-80	80	0	15,0	15,0	-0,7056	0,0000	-0,7056	-0,0950
25	-90	90	0	15,0	15,0	-0,8232	0,0000	-0,8232	-0,1108
30	-100	100	0	15,0	15,0	-0,9702	0,0000	-0,9702	-0,1306



## B.7 - MEDIÇÃO DO ARRASTO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DE ATAQUE

Tabela C.26 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$A$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-25	700	-50	750	153,7	1,5061	0,55806
-20	500	-75	575	117,8	1,1547	0,42784
-15	250	-75	325	66,6	0,6527	0,24182
-10	50	-75	125	25,6	0,2510	0,09301
-5	50	-25	75	15,4	0,1506	0,05581
0	40	0	40	8,2	0,0803	0,02976
5	100	25	75	15,4	0,1506	0,05581
10	200	75	125	25,6	0,2510	0,09301
15	400	75	325	66,6	0,6527	0,24182
20	650	75	575	117,8	1,1547	0,42784
25	800	50	750	153,7	1,5061	0,55806

Tabela C.27 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$A$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-25	1100	-125	1225	251,0	2,4600	0,55341
-20	750	-150	900	184,4	1,8074	0,40658
-15	350	-175	525	107,6	1,0543	0,23717
-10	80	-110	190	38,9	0,3816	0,08583
-5	70	-55	125	25,6	0,2510	0,05647
0	60	0	60	12,3	0,1205	0,02711
5	180	55	125	25,6	0,2510	0,05647
10	300	110	190	38,9	0,3816	0,08583
15	700	175	525	107,6	1,0543	0,23717
20	1050	150	900	184,4	1,8074	0,40658
25	1350	125	1225	251,0	2,4600	0,55341

Tabela C.28 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$a$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-25	1500	-250	1750	358,6	3,5143	0,56760
-20	1000	-250	1250	256,1	2,5102	0,40543
-15	450	-275	725	148,6	1,4559	0,23515
-10	110	-170	280	57,4	0,5623	0,09082
-5	100	-80	180	36,9	0,3615	0,05838
0	90	0	90	18,4	0,1807	0,02919
5	260	80	180	36,9	0,3615	0,05838
10	450	170	280	57,4	0,5623	0,09082
15	1000	275	725	148,6	1,4559	0,23515
20	1500	250	1250	256,1	2,5102	0,40543
25	2000	250	1750	358,6	3,5143	0,56760

Tabela C.29 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$a$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-25	2000	-375	2375	486,7	4,7695	0,57773
-20	1300	-325	1625	333,0	3,2633	0,39529
-15	600	-375	975	199,8	1,9580	0,23717
-10	150	-250	400	82,0	0,8033	0,09730
-5	140	-110	250	51,2	0,5020	0,06081
0	110	0	110	22,5	0,2209	0,02676
5	360	110	250	51,2	0,5020	0,06081
10	650	250	400	82,0	0,8033	0,09730
15	1350	375	975	199,8	1,9580	0,23717
20	1950	325	1625	333,0	3,2633	0,39529
25	2750	375	2375	486,7	4,7695	0,57773

## B.8 - MEDIÇÃO DO ARRASTO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DO PROFUNDOR

Tabela C.30 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Valor medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	50	-55	105	21,5	0,2109	0,07813
-25	40	-50	90	18,4	0,1807	0,06697
-20	30	-45	75	15,4	0,1506	0,05581
-15	30	-35	65	13,3	0,1305	0,04836
-10	20	-35	55	11,3	0,1105	0,04092
-5	30	-15	45	9,2	0,0904	0,03348
0	40	0	40	8,2	0,0803	0,02976
5	60	15	45	9,2	0,0904	0,03348
10	90	35	55	11,3	0,1105	0,04092
15	100	35	65	13,3	0,1305	0,04836
20	120	45	75	15,4	0,1506	0,05581
25	140	50	90	18,4	0,1807	0,06697
30	160	55	105	21,5	0,2109	0,07813

Tabela C.31 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Valor medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	70	-105	175	35,9	0,3514	0,07906
-25	60	-100	160	32,8	0,3213	0,07228
-20	40	-90	130	26,6	0,2611	0,05873
-15	30	-75	105	21,5	0,2109	0,04743
-10	30	-55	85	17,4	0,1707	0,03840
-5	40	-30	70	14,3	0,1406	0,03162
0	60	0	60	12,3	0,1205	0,02711
5	100	30	70	14,3	0,1406	0,03162
10	140	55	85	17,4	0,1707	0,03840
15	180	75	105	21,5	0,2109	0,04743
20	220	90	130	26,6	0,2611	0,05873
25	260	100	160	32,8	0,3213	0,07228
30	280	105	175	35,9	0,3514	0,07906

Tabela C.32 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Valor medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	110	-135	245	50,2	0,4920	0,07946
-25	90	-125	215	44,1	0,4318	0,06973
-20	50	-125	175	35,9	0,3514	0,05676
-15	40	-115	155	31,8	0,3113	0,05027
-10	40	-85	125	25,6	0,2510	0,04054
-5	60	-45	105	21,5	0,2109	0,03406
0	90	0	90	18,4	0,1807	0,02919
5	150	45	105	21,5	0,2109	0,03406
10	210	85	125	25,6	0,2510	0,04054
15	270	115	155	31,8	0,3113	0,05027
20	300	125	175	35,9	0,3514	0,05676
25	340	125	215	44,1	0,4318	0,06973
30	380	135	245	50,2	0,4920	0,07946

Tabela C.33 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{\text{Profundor}}$	Valor medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	120	-200	320	65,6	0,6426	0,07784
-25	110	-165	275	56,4	0,5523	0,06690
-20	90	-145	235	48,2	0,4719	0,05716
-15	50	-155	205	42,0	0,4117	0,04987
-10	40	-120	160	32,8	0,3213	0,03892
-5	80	-55	135	27,7	0,2711	0,03284
0	110	0	110	22,5	0,2209	0,02676
5	190	55	135	27,7	0,2711	0,03284
10	280	120	160	32,8	0,3213	0,03892
15	360	155	205	42,0	0,4117	0,04987
20	380	145	235	48,2	0,4719	0,05716
25	440	165	275	56,4	0,5523	0,06690
30	520	200	320	65,6	0,6426	0,07784

## B.9 - MEDIÇÃO DO ARRASTO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DO LEME

Tabela C.34 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A .L_1/L_2(g)$	$F_A (g)$	$F_A (N)$	$C_D$
-30	100	0	100	20,5	0,2008	0,07441
-25	80	-5	85	17,4	0,1707	0,06325
-20	70	-5	75	15,4	0,1506	0,05581
-15	60	-5	65	13,3	0,1305	0,04836
-10	50	-5	55	11,3	0,1105	0,04092
-5	40	-5	45	9,2	0,0904	0,03348
0	40	0	40	8,2	0,0803	0,02976
5	50	5	45	9,2	0,0904	0,03348
10	60	5	55	11,3	0,1105	0,04092
15	70	5	65	13,3	0,1305	0,04836
20	80	5	75	15,4	0,1506	0,05581
25	90	5	85	17,4	0,1707	0,06325
30	100	0	100	20,5	0,2008	0,07441

Tabela C.35 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A .L_1/L_2(g)$	$F_A (g)$	$F_A (N)$	$C_D$
-30	150	-5	155	31,8	0,3113	0,07002
-25	130	-5	135	27,7	0,2711	0,06099
-20	110	-5	115	23,6	0,2309	0,05195
-15	100	-5	105	21,5	0,2109	0,04743
-10	80	-5	85	17,4	0,1707	0,03840
-5	70	0	70	14,3	0,1406	0,03162
0	60	0	60	12,3	0,1205	0,02711
5	70	0	70	14,3	0,1406	0,03162
10	90	5	85	17,4	0,1707	0,03840
15	110	5	105	21,5	0,2109	0,04743
20	120	5	115	23,6	0,2309	0,05195
25	140	5	135	27,7	0,2711	0,06099
30	160	5	155	31,8	0,3113	0,07002

Tabela C.36 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A .L_1/L_2(g)$	$F_A (g)$	$F_A (N)$	$C_D$
-30	210	-5	215	44,1	0,4318	0,06973
-25	180	-5	185	37,9	0,3715	0,06000
-20	160	-5	165	33,8	0,3314	0,05352
-15	140	-5	145	29,7	0,2912	0,04703
-10	120	-5	125	25,6	0,2510	0,04054
-5	100	-5	105	21,5	0,2109	0,03406
0	90	0	90	18,4	0,1807	0,02919
5	110	5	105	21,5	0,2109	0,03406
10	130	5	125	25,6	0,2510	0,04054
15	150	5	145	29,7	0,2912	0,04703
20	170	5	165	33,8	0,3314	0,05352
25	190	5	185	37,9	0,3715	0,06000
30	220	5	215	44,1	0,4318	0,06973

Tabela C.37 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{Leme}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A .L_1/L_2(g)$	$F_A (g)$	$F_A (N)$	$C_D$
-30	280	-5	285	58,4	0,5723	0,06933
-25	250	-5	255	52,3	0,5121	0,06203
-20	220	-5	225	46,1	0,4518	0,05473
-15	200	-5	205	42,0	0,4117	0,04987
-10	170	-5	175	35,9	0,3514	0,04257
-5	150	0	150	30,7	0,3012	0,03649
0	110	0	110	22,5	0,2209	0,02676
5	150	0	150	30,7	0,3012	0,03649
10	180	5	175	35,9	0,3514	0,04257
15	210	5	205	42,0	0,4117	0,04987
20	230	5	225	46,1	0,4518	0,05473
25	260	5	255	52,3	0,5121	0,06203
30	290	5	285	58,4	0,5723	0,06933

## B.10 - MEDIÇÃO DO ARRASTO EM RELAÇÃO AO ÂNGULO DOS FLAPERONS

Tabela C.38 - Medição para  $V=5,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Flaperons}}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	240	0	240	49,2	0,4820	0,17858
-25	190	0	190	38,9	0,3816	0,14137
-20	170	0	170	34,8	0,3414	0,12649
-15	130	0	130	26,6	0,2611	0,09673
-10	100	0	100	20,5	0,2008	0,07441
-5	70	0	70	14,3	0,1406	0,05209
0	40	0	40	8,2	0,0803	0,02976
5	80	0	80	16,4	0,1607	0,05953
10	110	0	110	22,5	0,2209	0,08185
15	140	0	140	28,7	0,2811	0,10417
20	180	0	180	36,9	0,3615	0,13393
25	210	0	210	43,0	0,4217	0,15626
30	250	0	250	51,2	0,5020	0,18602

Tabela C.39 - Medição para  $V=7,5\text{m/s}$ .

$d_{\text{Flaperons}}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	380	0	380	77,9	0,7631	0,17167
-25	320	0	320	65,6	0,6426	0,14456
-20	280	0	280	57,4	0,5623	0,12649
-15	190	0	190	38,9	0,3816	0,08583
-10	150	0	150	30,7	0,3012	0,06776
-5	100	0	100	20,5	0,2008	0,04518
0	60	0	60	12,3	0,1205	0,02711
5	110	0	110	22,5	0,2209	0,04969
10	160	0	160	32,8	0,3213	0,07228
15	210	0	210	43,0	0,4217	0,09487
20	300	0	300	61,5	0,6025	0,13553
25	340	0	340	69,7	0,6828	0,15360
30	400	0	400	82,0	0,8033	0,18070

Tabela C.40 - Medição para  $V=8,8\text{m/s}$ .

$d_{\text{Flaperons}}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	540	0	540	110,7	1,0844	0,17514
-25	450	0	450	92,2	0,9037	0,14595
-20	380	0	380	77,9	0,7631	0,12325
-15	270	0	270	55,3	0,5422	0,08757
-10	200	0	200	41,0	0,4016	0,06487
-5	130	0	130	26,6	0,2611	0,04216
0	90	0	90	18,4	0,1807	0,02919
5	150	0	150	30,7	0,3012	0,04865
10	210	0	210	43,0	0,4217	0,06811
15	290	0	290	59,4	0,5824	0,09406
20	410	0	410	84,0	0,8234	0,13298
25	470	0	470	96,3	0,9439	0,15244
30	560	0	560	114,8	1,1246	0,18163

Tabela C.41 - Medição para  $V=10,2\text{m/s}$ .

$d_{\text{Flaperons}}$	Valor Medido (g)	$k.M_Y(g)$	$F_A \cdot L_1/L_2(g)$	$F_A(g)$	$F_A(N)$	$C_D$
-30	720	0	720	147,5	1,4459	0,17514
-25	590	0	590	120,9	1,1848	0,14352
-20	490	0	490	100,4	0,9840	0,11919
-15	360	0	360	73,8	0,7230	0,08757
-10	270	0	270	55,3	0,5422	0,06568
-5	180	0	180	36,9	0,3615	0,04379
0	110	0	110	22,5	0,2209	0,02676
5	200	0	200	41,0	0,4016	0,04865
10	290	0	290	59,4	0,5824	0,07054
15	390	0	390	79,9	0,7832	0,09487
20	520	0	520	106,6	1,0443	0,12649
25	620	0	620	127,0	1,2451	0,15082
30	740	0	740	151,6	1,4861	0,18001

## ANEXO C – FOTOS RELATIVAS A MEDIÇÕES DE PARÂMETROS AERODINÂMICOS



## ANEXO D – IMPLEMENTAÇÃO COMPUTACIONAL DO MODELO MATEMÁTICO

```
% Modelo dinámico tridimensional de aeronave compatível com constantes do
% aerosim e controle de voo horizontal e vertical(incluindo propulsão)

% inicialização de constantes:

% parâmetros de ambiente
g=[0 0 -9.8]'; % vetor gravidade(m/s^2)
rho=1.2; % densidade do ar (kg/m3)

% parâmetros inerciais
m=0.80; % massa da aeronave(kg)

Ix=0.088; % momento de inércia do avião em torno do eixo x;
Iy=0.25; % momento de inércia do avião em torno do eixo y;
Iz=0.28; % momento de inércia do avião em torno do eixo z;

% posição do centro de massa em relação ao centro aerodinâmico (em metros)
Xcm=-0.021;
Ycm=0;
Zcm=0;

% parâmetros geométricos
Corda= 0.18; % corda da asa
Env= 0.90; % emvergadura da asa
AR= Env/Corda; % relação de aspecto da asa
Area=Env*Corda; % área de referência;
CM=[0 0 0]; % posição geométrica do centro de massa em relação ao centro aerodinâmico

% coeficientes de arrasto
CD0 = 0.029; % (coeficiente de arrasto da aeronave)
CDprofundor = 0.086;
CDflaperons = 0.28;
CDleme = 0.077;
Osw = 0.16;

% coeficientes de sustentação e sustentação lateral
CLalfa = 2.70;
CLprofundor = 0.39;
CLflap = 1.17;
CYbeta = -0.43;
CYleme = 0.36;

% coeficientes de momento
CMXaileron = -0.26;
CMYprofundor = -0.48;
CMYflap = 0.18;
CMYalfa = -0.81;
CMZbeta = 0.11;
```

```

CMZleme = -0.12;

%coeficientes de hélice
Ah=pi*(11*0.0254/2)^2; %área do disco de hélice(m2) para 1 hélice com diametro de 11
polegadas

%inicialização de variáveis

Fe=5; %força de empuxo do motor(N)
Me=0; %momento gerado pelo motor
tetaProfundor=0; %angulo de profundor
tetaLeme=0; %angulo de leme
tetaFlap=0; %angulo de flap
tetaAileron=0; %angulo de aileron

Vx=0; % velocidade inicial ao longo do eixo X (mj/s)
Vy=0; % velocidade inicial ao longo do eixo Y (m/s)
Vz=0; % velocidade inicial ao longo do eixo Z (m/s)

Vxyz=[Vx;Vy;Vz]; %vetor velocidade do avião no próprio sistema de coordenadas

vx=0; % velocidade induzida pela helice + Vx

ax=0; %aceleração inicial ao longo do eixo x
ay=0; %aceleração inicial ao longo do eixo y
az=0; %aceleração inicial ao longo do eixo z

vx2= 2*Fe/(ro*Ah) + Vx^2;
vx=sqrt(vx2);

Vento=[vx;Vy;Vz]; %vetor velocidade do vento relativa a aeronave

dtetaTerra=0; %derivada de teta em relação ao sistema de coordenadas fixo;
d2tetaX=0; %derivada 2ª de tetaX
d2tetaY=0; %derivada 2ª de tetaY
d2tetaZ=0; %derivada 2ª de tetaZ

%matriz de rotação inicial

tetaX=pi;
tetaY=pi/2+pi/9;
tetaZ=0+pi/9;

Cx=cos(tetaX);
Cy=cos(tetaY);
Cz=cos(tetaZ);

Sx=sin(tetaX);
Sy=sin(tetaY);
Sz=sin(tetaZ);

Rx=[ 1 0 0
    0 Cx -Sx

```

```

0 Sx Cx ];

Ry=[ Cy 0 Sy
    0 1 0
    -Sy 0 Cy ];

Rz=[ Cz -Sz 0
     Sz Cz 0
     0 0 1 ];

Rxyz=Rx*Ry*Rz;

VelocidadeTerra=Rxyz*Vxyz; % velocidade no sistema de coordenadas fixo.

x=0; % posição inicial em x
y=0; % posição inicial em y
z=0; % posição inicial em z

% inicialização das variáveis de controle

erroX0=0;
erroY0=0;
erroZ0=0;

ierroX=0;
ierroY=0;
ierroZ=0;

tetaXRef=0;
tetaYRef=0;
tetaZRef=0;

tetaXVRef=0;
tetaYVRef=0;
tetaZVRef=0;

erroXV0=0;
erroYV0=0;
erroZV0=0;
erroPZ0=0;

ierroXV=0;
ierroYV=0;
ierroZV=0;
ierroPZ=0;

% variáveis de estado

VooHorizontal=0;
VooVertical=1;

```



```
%inicialização de matriz
```

```
Tempo=[];
```

```
X=[];
```

```
Y=[];
```

```
Z=[];
```

```
Mteta=[];
```

```
MVelocidadeTerra=[];
```

```
incr=0.002;
```

```
%rotina de cálculo
```

```
for tempo=0:incr:20
```

```
    %Cálculo da velocidade do vento
```

```
    vx=Vx;
```

```
    if (vx<0) vx=0; end;
```

```
    vx2= 2*Fe/(ro*Ah) + vx^2;
```

```
    vx=sqrt(vx2);
```

```
    Vento=[vx Vy Vz]'; %vetor velocidade do vento
```

```
    vento2=( Vento(1)^2 + Vento(2)^2 + Vento(3)^2 );
```

```
    vento=sqrt(vento2);
```

```
    pressaoDinamica=ro*vento2/2;
```

```
    kx=Vento(1)/vento; %relação entre a componente de velocidade em x e a total
```

```
    ky=Vento(2)/vento; %relação entre a componente de velocidade em y e a total
```

```
    kz=Vento(3)/vento; %relação entre a componente de velocidade em z e a total
```

```
    alfa=atan2(Vento(3),Vento(1)); %angulo de ataque
```

```
    beta=atan2(Vento(2),Vento(1)); %angulo de side_slip
```

```
    if (abs(alfa)>pi/6)
```

```
        alfa=pi/6*sign(alfa);
```

```
    end;
```

```
    if (abs(beta)>pi/6)
```

```
        beta=pi/6*sign(beta);
```

```
    end;
```

```
    %Força gravitacional
```

```
    gxyz=(Rxyz)'*g;
```

```
    gx=gxyz(1);
```

```
    gy=gxyz(2);
```

```
    gz=gxyz(3);
```

%Forças de sustentação

CL = CLalfa\*alfa + CLprofundor\*tetaProfundor + CLflap\*tetaFlap;  
CY = CYbeta\*beta + CYleme\*tetaLeme;

FL = CL\*Area\*pressaoDinamica;  
FY = CY\*Area\*pressaoDinamica;

%Forças de arrasto

CDi= CL^2/(pi\*AR\*Osw);  
CD = CD0 + CDi + CDprofundor\*abs(tetaProfundor) + ...  
CDflaperons\*max(abs(tetaFlap),abs(tetaAileron)) + CDleme\*abs(tetaLeme);

FD=CD\*Area\*pressaoDinamica;

%Forças aerodinamicas ao longo dos eixos

Fx= FL\*sin(alfa) + FY\*sin(beta) - FD\*kx ;  
Fy= FY\*cos(beta) - FD\*ky ;  
Fz= -FL\*cos(alfa) - FD\*kz ;

%Momentos Aerodinamicos

CMX= CMXaileron\*tetaAileron;  
CMY= CMYalfa\*alfa + CMYprofundor\*tetaProfundor + CMYflap\*tetaFlap;  
CMZ= CMZbeta\*beta + CMZleme\*tetaLeme;

MaeroX=CMX\*Env\*Area\*pressaoDinamica;  
MaeroY=CMY\*Corda\*Area\*pressaoDinamica;  
MaeroZ=CMZ\*Env\*Area\*pressaoDinamica;

Mx= MaeroX - (Fz\*Ycm - Fy\*Zcm) + Me;  
My= MaeroY - (Fx\*Zcm - Fz\*Xcm);  
Mz= MaeroZ - (Fy\*Xcm - Fx\*Ycm);

%Cálculo Rotacional

d2tetaX= (Mx)/Ix;  
d2tetaY= (My)/Iy;  
d2tetaZ= (Mz)/Iz;

d2tetaTerra= Rxyz\*[d2tetaX;d2tetaY;d2tetaZ];  
dtetaTerra=dtetaTerra+d2tetaTerra\*incr;

auxdteta=abs( max(dtetaTerra) ); % limita o incremento rotacional;  
auxdteta=fix(auxdteta)+1; % trunca o valor e soma 1;

TetaTerra=dtetaTerra\*incr/auxdteta; % angulo incremental a ser rotacionado;

Cx=cos(TetaTerra(1));  
Cy=cos(TetaTerra(2));

```

Cz=cos(TetaTerra(3));

Sx=sin(TetaTerra(1));
Sy=sin(TetaTerra(2));
Sz=sin(TetaTerra(3));

Rx=[ 1 0 0
     0 Cx -Sx
     0 Sx Cx ];

Ry=[ Cy 0 Sy
     0 1 0
     -Sy 0 Cy ];

Rz=[ Cz -Sz 0
     Sz Cz 0
     0 0 1 ];

for contador=1:1:auxdteta
    Rxyz=Rx*Ry*Rz*Rxyz; %incremento rotacional
    Rxyz=roundn(Rxyz,-15); %arredonda para valores com 10 casas decimais
end;

% Valores de ângulos medidos da matriz de rotação

tetaYTerra=asin(Rxyz(3,1)); % varia de -90 a 90
tetaZTerra=atan2(Rxyz(2,1),Rxyz(1,1)); % varia de -180 a 180
tetaXTerra=atan2(-Rxyz(3,2),-Rxyz(3,3)); % varia de -180 a 180

tetaXV=atan2(Rxyz(2,3),-Rxyz(2,2)); % varia de -180 a 180
tetaYV=asin(Rxyz(3,3)); % varia de -90 a 90
tetaZV=asin(-Rxyz(3,2)); % varia de 90 a 90

%Calculo translacional

ax= gx + (Fx+Fe)/m;%( Fe + FL*sin(alfa) + FY*sin(beta) - FD*kx )/m;
ay= gy + Fy/m;%( FY*cos(beta) - FD*ky )/m;
az= gz + Fz/m;%( -FL*cos(alfa) - FD*kz )/m;

Aceleracao = roundn([ax;ay;az],-15); %arredonda para valores com 10 casas decimais
AceleracaoTerra = Rxyz*Aceleracao;

VelocidadeTerra = VelocidadeTerra + AceleracaoTerra*incr;
Velocidade = (Rxyz')*VelocidadeTerra; %Rxyz'= Rxyz^(-1)

Vx=Velocidade(1);
Vy=Velocidade(2);
Vz=Velocidade(3);

x=x+VelocidadeTerra(1)*incr;
y=y+VelocidadeTerra(2)*incr;
z=z+VelocidadeTerra(3)*incr;

```

%%CONTROLADORES%%

%% VOO HORIZONTAL %%%%%%%%%%

if (VooHorizontal==1)

%%%REFERENCIAS%%%

tetaYRef=0;

tetaZRef=0;

%%%% controle de arfagem %%%

erroY = tetaYRef-tetaYTerra;

derroY = (erroY-erroY0)/incr;

ierroY = ierroY+erroY\*incr;

erroY0 = erroY;

%tetaProfundor= -0.02430\*( 2.2\*derroY + 3.17\*erroY);

%tetaProfundor= -0.02430\*( 6.6\*derroY + 12.9\*erroY + 13.9\*ierroY );

tetaProfundor= -0.02430\*( 11.2\*derroY + 33.1\*erroY + 13.9\*ierroY );

if abs(tetaProfundor)>pi/6

    tetaProfundor=pi/6\*sign(tetaProfundor);

end;

%%%% controle rolagem %%%

erroX= tetaXRef-tetaXTerra;

if (abs(erroX)>pi)

    erroX=sign(erroX)\*(abs(erroX)-2\*pi);

end;

derroX=(erroX-erroX0)/incr;

ierroX=ierroX+erroX\*incr;

erroX0=erroX;

%tetaAileron= -0.00316\*( 2.2\*derroX + 3.17\*erroX);

%tetaAileron= -0.00316\*( 6.6\*derroX + 12.9\*erroX + 13.9\*ierroX);

tetaAileron= -0.00316\*( 10.4\*derroX + 29.6\*erroX + 13.9\*ierroX);

if abs(tetaAileron)>pi/6

    tetaAileron=pi/6\*sign(tetaAileron);

end;

%%%% controle de rotaçãoz %%%

erroZ= tetaZRef-tetaZTerra;

if (abs(erroZ)>pi)

    erroZ=sign(erroZ)\*(abs(erroZ)-2\*pi)

end;

```

derroZ=(erroZ-erroZ0)/incr;
ierroZ=ierroZ+erroZ*incr;
erroZ0=erroZ;

%tetaLeme= -0.0218*( 2.2*derroZ + 3.17*erroZ);
tetaXRef= -3.57*(0.6*erroZ );

if abs(tetaXRef)>pi/4
    tetaXRef=pi/4*sign(tetaXRef);
end;

Fe=4.5;
tetaFlap=0;

end;

%%%%%%%%%% fim controladores vôo horizontal%%%%%%%%%%

%%%%%%%%%% VOO VERTICAL %%%%%%%%%%%

if (VooVertical==1)

    %%% Referencias %%%

    tetaYVRef=0;
    tetaZVRef=0;
    zRef=0;

    %%% controle de arfagem %%%

    erroYV=tetaYVRef-tetaYV;
    if (abs(erroYV)>pi)
        erroYV= erroYV - 2*pi*sign(erroYV);
    end;
    if (abs(erroYV-erroYV0)>pi)
        erroYV0= erroYV0 - 2*pi*sign(erroYV0);
    end;
    derroYV=(erroYV-erroYV0)/incr;
    ierroYV=ierroYV+erroYV*incr;
    erroYV0=erroYV;

    tetaProfundor= -0.1453*( 13*derroYV + 88.9*erroYV );

    if abs(tetaProfundor)>pi/6
        tetaProfundor=pi/6*sign(tetaProfundor);
    end;

    %%% controle de guinada %%%

    erroZV= tetaZVRef-tetaZV;
    if (abs(erroZV)>pi)
        erroZV= erroZV - 2*pi*sign(erroZV);

```

```

end;
if (abs(erroZV-erroZV0)>pi)
    erroZV0= erroZV0 - 2*pi*sign(erroZV0);
end;
derroZV=(erroZV-erroZV0)/incr;
ierroZV=ierroZV+erroZV*incr;
erroZV0=erroZV;

tetaLeme= -0.1297*( 13*derroZV + 88.9*erroZV );

%%%% controle rolagem %%%%

erroXV= tetaXVRef-tetaXV;
if (abs(erroXV)>pi)
    erroXV= erroXV - 2*pi*sign(erroXV);
end;
if (abs(erroXV-erroXV0)>pi)
    erroXV0= erroXV0 - 2*pi*sign(erroXV0);
end;
derroXV=(erroXV-erroXV0)/incr;
ierroXV=ierroXV+erroXV*incr;
erroXV0=erroXV;

%tetaAileron= -0.018*( 2.2*derroXV + 3.17*erroXV);
tetaAileron= -0.018*( 10.4*derroXV + 29.6*erroXV + 13.9*ierroXV);

%%%%%%%%%controle da propulsão
erroPZ=(zRef-z);
derroPZ=(erroPZ-erroPZ0)/incr;
ierroPZ=ierroPZ+erroPZ*incr;
erroPZ0=erroPZ;

Fe=0.8663*( 2.8*derroPZ + 1.96*erroPZ )+ m*9.8;
if (Fe<2.7) Fe=2.7; end;

Me=0.12*Fe/11.1;

end;

%%%%%%%%%% fim dos controladores vôo vertical %%%%%%%%%%%

% saturação dos atuadores

if abs(tetaProfundor)>pi/6
    tetaProfundor=pi/6*sign(tetaProfundor);
end;

if abs(tetaAileron)>pi/6
    tetaAileron=pi/6*sign(tetaAileron);
end;

```

```

if abs(tetaLeme)>pi/6
    tetaLeme=pi/6*sign(tetaLeme);
end;

if Fe>11.1 Fe=11.1; end;
if Fe<0 Fe=0;end;

%%%%%%%%%% FIM DOS CONTROLADORES %%%%%%%%%%%

%Matrizes

Tempo=[Tempo tempo];

X=[X x];
Y=[Y y];
Z=[Z z];

MVelocidadeTerra=[MVelocidadeTerra VelocidadeTerra];
Mteta=[Mteta; tetaXTerra*180/pi tetaYTerra*180/pi tetaZTerra*180/pi];

end;

```

## **APÊNDICES**



# APÊNDICE A – DADOS BÁSICOS DE PROJETO DE AERONAVES DE PEQUENO PORTE (BUKOLT, 2006)

## BASIC R/C MODEL DESIGN PARAMETERS DATA BY ROMÉY BUKOLT

ENGINE	WING AREA
.049	200 - 250 Sq. In.
.10	250 - 350 Sq. In.
.15	300 - 450 Sq. In.
.25	400 - 500 Sq. In.
.40	500 - 700 Sq. In.
.60	600 - 850 Sq. In.

### ASPECT RATIO

$$A/R = \frac{\text{SPAN}}{\text{CHORD}}$$

WING A/R = 5-7:1  
(GLIDERS) 10 - 16:1

### WING INCIDENCE

0 - 1° MULTI  
3 - 5° RUDDER ONLY

### ENGINE THRUST

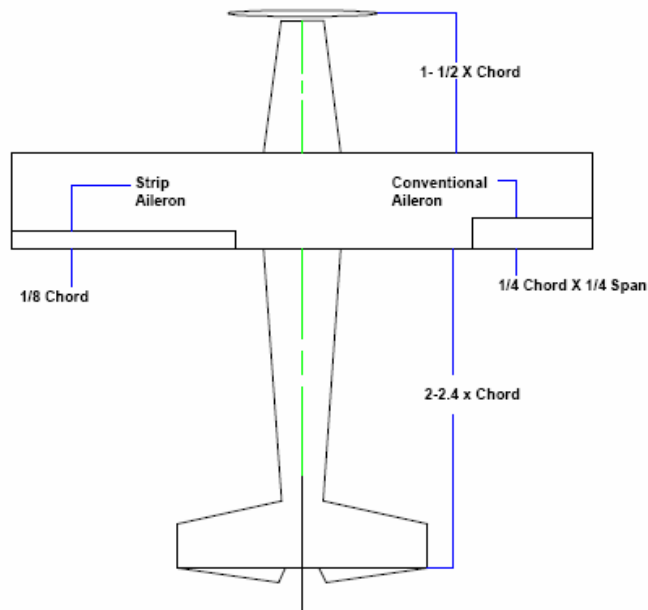
0 - 3° DOWN  
0 - 3° RIGHT  
3 - 5° RUDDER ONLY

### STAB INCIDENCE

0 TO 1° RUDDER ONLY  
0° MULTI

### LANDING GEAR

TRIKE GEAR MAIN 1-1/2" BACK OF C.G.  
TAIL DRAGGER MAINS AT LEADING EDGE  
SPREAD 1/4 WING SPAN



### DIHEDRAL

W/AIL 0-3° / PANEL(EA TIP)  
W/OAIL 3-5° / PANEL  
RUDDER ONLY 4-6° / PANEL  
LO WING 2 X HI WING DIHEDRAL

### AILERON

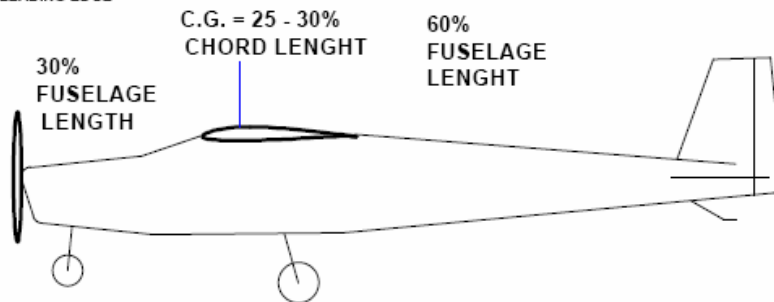
AREA = 12% (1/8) WING AREA

### STABILIZER

AREA = 20-22% WING AREA  
ELEV AREA = 20% STAB  
STAB A/R = 3:1

### VERTICAL FIN

AREA 1/3 STAB AREA  
RUDDER AREA =  
1/3 - 1/2 TOTAL FIN AREA



### AIRFOIL SELECTION

FLAT BOTTOM - TRAINER, SLOW, DOCILE, POOR INVERTED FLIGHT  
SEMI-SYMMETRICAL - GOOD LIFT, PENETRATION, AEROBATIC, INVERTED FLIGHT  
SYMMETRICAL - PATTERN AEROBATIC

MAX THICKNESS = 15 - 18% @ 30 - 40% BACK FROM LEADING EDGE  
BLUNT LEADING EDGE - GOOD STALL CHARACTERISTICS  
SHARP LEADING EDGE - GOOD HI SPEED PENETRATION

## APÊNDICE B – CONFIGURAÇÃO DOS PARÂMETROS DE SIMULAÇÃO DE UMA AERONAVE PARA O AEROSIM (AEROSIM USER GUIDE, 2006)

O AeroSim Blockset de simulação aeronáutico provê um completo conjunto de ferramentas para o rápido desenvolvimento de modelo dinâmico não linear e com 6 graus de liberdade de aeronaves. Além dos blocos básicos de dinâmica, a biblioteca também inclui modelos completos de aeronave que podem ser personalizados por arquivos de parâmetro. Entre os modelos inclusos estão o UAV Aerosonde e o avião Navion.

A configuração dos parâmetros da aeronave a ser simulada pode ser feita utilizando um script do Matlab. Para criar este script, usa-se o template **config\_template.m**, onde são especificados os parâmetros aerodinâmicos e de inércia da aeronave. Ao rodar o script no prompt de comando do Matlab, será criado um arquivo com os parâmetros da aeronave, com o nome **filename.mat**, que pode ser utilizado para sua simulação.

### B.1 - CONVENÇÕES

A Figura B.1 mostra os vários pontos de referências requeridos para criação do script de configuração da aeronave. Os locais desses pontos devem ser especificados em relação a origem de um sistema de coordenadas escolhido arbitrariamente. A orientação do sistema de coordenadas deve ser escolhido de acordo com a Figura B.1, com o eixo X apontando para frente, Y para a direita e Z para baixo.

Entre as os pontos que devem ser especificados estão o centro de massa da aeronave e o ponto de aplicação das forças aerodinâmicas. Para consistência, recomenda-se que a posição relativa desses pontos sejam dadas nas métricas do sistema internacional (SI).

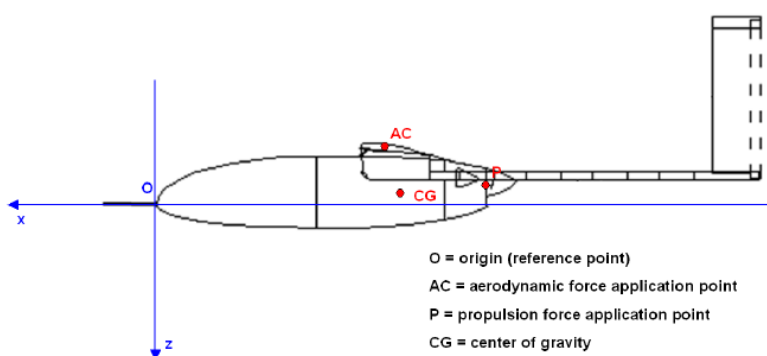


Figura B.1 – Pontos de referência (Aerosim User Guide, 2006)

## B.2 – AERODINÂMICA

Esta seção se refere a especificação dos parâmetros aerodinâmicos da aeronave a ser simulada, que são:

- Ponto de referência: especifica o local de aplicação das forças aerodinâmicas em relação ao sistema de coordenadas; é um vetor 1x3 com as coordenadas x, y e z do ponto; todos os coeficientes aerodinâmicos devem ser explicados em relação a este ponto.
- Limite dos parâmetros aerodinâmicos: limites que serão impostos a aeronave na simulação em velocidade do vento, ângulo de ataque, ângulo de deslizamento lateral, dados através de vetores 1x2, com valores máximos e mínimos; com estes limites impostos procura-se manter a aeronave dentro do regime linear, uma vez que o modelo Aerosim considera apenas as componentes de primeira ordem.
- Parâmetros aerodinâmicos de referência: são os parâmetros de referência para os quais os coeficientes aerodinâmicos foram normalizados; estes incluem a corda, a envergadura e a área de referência da asa.
- Componentes do coeficiente de sustentação: são computados de acordo com a equação B.1.

$$C_L = C_{L0} + C_L^\alpha \cdot \alpha + C_L^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_L^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_L^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_L^q \cdot q) + C_L^{\delta_M} \cdot \delta_M. \quad (\text{B.1})$$

- Componentes do coeficiente de arrasto: são computados de acordo com a equação B.2.

$$C_D = C_{D0} + \frac{(C_L - C_{L0})^2}{\pi e AR} + C_D^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_D^{\delta_e} \cdot \delta_e + C_D^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_D^{\delta_r} \cdot \delta_r + C_D^{\delta_M} \cdot \delta_M. \quad (\text{B.2})$$

- Componentes do coeficiente de sustentação lateral: são computados de acordo com a equação B.3.

$$C_Y = C_Y^\beta \cdot \beta + C_Y^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_Y^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_Y^p \cdot p + C_Y^r \cdot r). \quad (\text{B.3})$$

- Componentes do coeficiente de momento de arfagem: são computados de acordo com a equação B.4.

$$C_m = C_{m0} + C_m^\alpha \cdot \alpha + C_m^{\delta_f} \cdot \delta_f + C_m^{\delta_e} \cdot \delta_e + \frac{c}{2V_a} (C_m^{\dot{\alpha}} \cdot \dot{\alpha} + C_m^q \cdot q) + C_m^{\delta_M} \cdot \delta_M. \quad (\text{B.4})$$

- Componentes do coeficiente de momento de rolagem: são computados de acordo com a equação B.5.

$$C_l = C_l^\beta \cdot \beta + C_l^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_l^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_l^p \cdot p + C_l^r \cdot r). \quad (\text{B.5})$$

- Componentes do coeficiente de momento de guinada: são computados de acordo com a equação B.6.

$$C_n = C_n^\beta \cdot \beta + C_n^{\delta_a} \cdot \delta_a + C_n^{\delta_r} \cdot \delta_r + \frac{b}{2V_a} (C_n^p \cdot p + C_n^r \cdot r). \quad (\text{B.6})$$

### B.3 - INÉRCIA

Esta seção se refere a especificação dos parâmetros de inércia da aeronave, que são:

- Massa com tanque de combustível vazio.
- Massa com tanque de combustível cheio.
- CG *empty*: CG da aeronave com tanque de combustível vazio; é provido através de um vetor 1x3, com as coordenadas x, y e z do ponto em relação a origem.
- CG *gross*: CG da aeronave com tanque de combustível cheio; é provido através de um vetor 1x3, com as coordenadas x, y e z do ponto em relação a origem.
- Momento de inércia com tanque de combustível vazio: provido através de um vetor 1x4 com os momentos de inércia  $J_x$ ,  $J_y$ ,  $J_z$  e  $J_{xz}$ .
- Momento de inércia com tanque de combustível cheio: provido através de um vetor 1x4 com os momentos de inércia  $J_x$ ,  $J_y$ ,  $J_z$  e  $J_{xz}$ .