

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA ELÉTRICA

FABRÍCIO RODRIGUES DE LARA

SISTEMA DE CONTROLE DE ÂNGULOS DE *PITCH* E *ROLL* EM
VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DE ASA FIXA

PORTO ALEGRE

2016

FABRÍCIO RODRIGUES DE LARA

**SISTEMA DE CONTROLE DE ÂNGULOS DE *PITCH* E *ROLL* EM
VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DE ASA FIXA**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado
como requisito parcial para a obtenção do
grau de Bacharel em Engenharia Elétrica na
Universidade Federal do Rio Grande do Sul

ORIENTADOR: PROF. DR. JEFERSON VIEIRA FLORES

PORTO ALEGRE

2016

CIP - Catalogação na Publicação

Lara, Fabrício Rodrigues

Sistema de controle de ângulos de pitch e roll em
veículo aéreo não tripulado de asa fixa / Fabrício
Rodrigues Lara. -- 2016.

56 f.

Orientador: Jeferson Vieira Flores.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Elétrica, Porto
Alegre, BR-RS, 2016.

1. VANT. 2. asa fixa. 3. sistema de controle. 4.
controlador PID. 5. ArduPilot. I. Flores, Jeferson
Vieira, orient. II. Título.

FABRÍCIO RODRIGUES DE LARA

**SISTEMA DE CONTROLE DE ÂNGULOS DE *PITCH* E *ROLL* EM
VEÍCULO AÉREO NÃO TRIPULADO DE ASA FIXA**

Este Trabalho de Conclusão de Curso foi analisado e julgado adequado para a obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Elétrica e aprovado em sua forma final pelo Orientador e pela Banca Examinadora designada pelo Departamento de Engenharia Elétrica da Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Prof. Dr. Jeferson Vieira Flores

Prof. Dr. Léia B. Bagesteiro

Aprovado em: ____/____/____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Jeferson Vieira Flores

Prof. Dr. Diego Eckhard

Prof. Dr. Ivan Müller

Dedico este trabalho ao meu pai,
Dagoberto, por sempre me incentivar
a trabalhar pelos meus sonhos.

AGRADECIMENTOS

Obrigado à toda a equipe da PixForce. Este trabalho só existe por causa de vocês. Que tenhamos longos vôos!

Agradeço a todos colegas de curso, que permaneceram unidos apesar de todas as barreiras.

Agradeço aos professores que demonstram o prazer em ensinar, passando adiante suas experiências e tentando fazer deste um mundo melhor.

Agradeço especialmente à minha família, que esteve presente durante toda essa jornada, me acompanhando nas dificuldades e sempre me apoiando.

RESUMO

Com o objetivo de melhorar o desempenho de vôo de um Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT) de asa fixa, este projeto propõe melhorias nos sistemas de controle de ângulos do avião. Neste trabalho, os controladores de *pitch* e de *roll* do *software* de controle de vôo ArduPlane foram refeitos, implementando-se controladores personalizados. Em um VANT de asa fixa sem cauda, controlado por *elevons*, foi realizada a identificação da dinâmica de vôo a partir de dados obtidos durante operação em malha fechada, obtendo-se um modelo multivariável de duas entradas e duas saídas. Foram projetados controladores PID multivariáveis utilizando o método VRFT, que tiveram seus desempenhos comparados com o controlador original. Os controladores testados apresentaram melhoria no tempo de resposta e no seguimento da referência, porém não-linearidades no sistema causaram duas quedas, que impediram a continuação dos testes. A partir da análise dos motivos das quedas, são propostas melhorias no sistema que podem ajudar a prevenir estes acidentes no futuro.

Palavras-chave: VANT, asa fixa, sistema de controle, controlador PID, ArduPilot.

ABSTRACT

With the goal of enhancing the flight performance in a fixed wing Unmanned Air Vehicle (UAV), this project proposes improvements to the airplane's angles control systems. At this work, the pitch and roll controllers from the flight control software ArduPlane were redesigned, implementing custom controllers. In a tailless fixed wing UAV, controlled by elevons, the flight dynamics were identified based on flight data collected with closed-loop operation, obtaining a two inputs, two outputs model. MIMO PID controllers were designed using the VRFT method, and had its performances compared to the original controller. The tested systems showed better response time and reference following, but nonlinearities in the system caused two falls to the airplane, hindering the test flights progress. Based on the analysis of the failures causes, new improvements to the system are proposed, that are expected to prevent those accidents in the future.

Keywords: UAV, fixed wing, control system, PID controller, ArduPilot.

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 - Diagrama dos blocos que compõe o sistema de autopiloto.....	15
Figura 2 - Eixos de controle de uma aeronave.....	16
Figura 3 - Elevons de um Convair F-102 Delta Dagger.....	16
Figura 4 - Definição dos ângulos de Tait-Bryan.....	18
Figura 5 - Definições no referencial do avião.....	19
Figura 6 - Foto da estrutura do VANT.....	27
Figura 7 - Diagrama de blocos do controlador padrão para o roll.....	29
Figura 8 - Diagrama de blocos do controlador padrão para o pitch.....	29
Figura 9 - Comparação entre dados do ensaio e resultados da simulação para os ângulos de roll e de pitch.....	34
Figura 10 - Comparação entre dados do ensaio e resultados da simulação para a velocidade angular no eixo longitudinal e no eixo transversal	35
Figura 11 - Saídas da simulação, após a transformação de referencial e a integração, comparados com dados do ensaio, para o ângulo de roll e de pitch.....	36
Figura 12 - Lugar Geométrico das Raízes para o roll de C1.....	38
Figura 13 - Lugar Geométrico das Raízes para o pitch de C1.....	39
Figura 14 - Lugar Geométrico das Raízes para o roll de C2.....	39
Figura 15 - Lugar Geométrico das Raízes para o pitch de C2.....	40
Figura 16 - Simulação em malha fechada, com controlador obtidos a partir dos dados de entrada e saída da planta.....	42
Figura 17 - Simulação da resposta do sistema em malha fechada utilizando controlador projetado de forma alternativa.....	43
Figura 18 - Desempenho com controlador padrão.....	46
Figura 19 - Desempenho com controlador C3.....	47
Figura 20 - Desempenho com controlador C4.....	48
Figura 21 - Desempenho com controlador C6.....	48
Figura 22 - Resposta do sistema à perda de sustentação durante a curva.....	50
Figura 23 - Exemplo da relação entre coeficiente de sustentação e ângulo de ataque em um aerofólio.....	51
Figura 24 - Comparação entre o fator de carga e o máximo calculado.....	51

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1 - Informações relacionadas à estrutura do Skywalker X8.....	27
Tabela 2 - Funções de transferência identificadas para a saída 1.....	37
Tabela 3 - Funções de transferência identificadas para a saída 2.....	37
Tabela 4 - Especificação dos ganhos K_p , K_i , e K_d dos controladores PID projetados..	43
Tabela 5 - Desempenho dos controladores na simulação.....	44
Tabela 6 - Métrica de desempenho dos controladores testados.....	49

LISTA DE SIGLAS

FFT	<i>Fast Fourier Transform</i>
FIR	<i>Finite Impulse Response</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
LGR	Lugar Geométrico das Raízes
MIMO	<i>Multiple Input, Multiple Output</i>
PID	Controlador Proporcional, Integral e Derivativo
SISO	<i>Single Input, Single Output</i>
TECS	<i>Total Energy Control System</i>
UAS	<i>Unmanned Air System</i>
UAV	<i>Unmanned Air Vehicle</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
VRFT	<i>Virtual Reference Feedback Tuning</i>

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO.....	11
2	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	14
2.1	DESCRIÇÃO DO VANT.....	14
2.2	MODELO TEÓRICO.....	17
2.2.1	Sistemas de referência.....	17
2.2.2	Dinâmica.....	20
2.2.3	Linearização.....	21
2.3	IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS.....	23
2.4	CONTROLADOR PID.....	24
2.5	VRFT MIMO.....	25
3	ESPECIFICAÇÃO DO AVIÃO.....	27
4	IDENTIFICAÇÃO DO MODELO DO SISTEMA.....	31
4.1	ENSAIOS.....	31
4.2	MÉTODO DE IDENTIFICAÇÃO.....	31
4.3	VALIDAÇÃO.....	33
4.4	RESULTADOS.....	33
5	PROJETO DO CONTROLADOR.....	38
5.1	PROJETO POR LUGAR DAS RAÍZES.....	38
5.2	PROJETO POR VRFT.....	40
5.3	SIMULAÇÃO.....	44
5.4	IMPLEMENTAÇÃO.....	44
6	VALIDAÇÃO EXPERIMENTAL.....	46
6.1	RESULTADOS.....	46
6.2	EXTRAPOLAÇÃO DOS LIMITES DE LINEARIDADE.....	49
7	CONCLUSÃO.....	53
	REFERÊNCIAS.....	55

1 INTRODUÇÃO

Desde o início da aviação moderna, a constante busca por avanços em tecnologias de aerodinâmica, controle e estabilidade de veículos aéreos vêm permitindo a melhoria no desempenho de vôo de veículos mais pesados que o ar, expandindo os limites de operação dos mesmos e abrindo possibilidades de novas aplicações para as ferramentas existentes. O recente desenvolvimento em baterias de alta capacidade, motores elétricos de pequeno porte, capacidade de processamento de microprocessadores, e miniaturização de sensores eletrônicos e microeletromecânicos reduziu imensamente o custo destas tecnologias, permitindo a franca expansão do mercado de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs).

Por muito tempo associados à utilização militar, recentemente estão se desenvolvendo novas aplicações civis para estas aeronaves. No contexto de sensoriamento remoto, a necessidade de se obter dados somente visíveis do alto, para grandes áreas e com exigências crescentes de qualidade, vem dando oportunidade para a utilização de VANTs (BEHNCK, 2014) que possuem vantagens comerciais em relação a tecnologias alternativas, como maior versatilidade e qualidade de imagem do que satélites e um menor custo e menor risco aos usuários do que a utilização de aeronaves tripuladas.

É no contexto de empreendedorismo e de perspectivas de aplicações comerciais, relatado em detalhes por Cruz¹, que este projeto foi desenvolvido. Baseado na expectativa de atender necessidades das indústrias florestais, de mineração e de agricultura de precisão, iniciou-se em 2015 o desenvolvimento do *PixForce One*, VANT de asa fixa projetado por equipe multidisciplinar de universitários da Universidade Federal do Rio Grande do Sul e da Pontifícia Universidade Católica do Rio Grande do Sul, que viria a ser a plataforma adotada neste projeto. Baseado nas idéias de minimizar o tempo e o custo de projeto, e de se obter um protótipo funcional no menor tempo possível, o projeto teve como princípio a utilização de

¹Cruz, Pedro Leão: *Desenvolvimento de um VANT e Algoritmos de Aerofotogrametria no Contexto de uma Startup de Consultoria em Sensoriamento Remoto*. Universidade Federal do Rio Grande do Sul. No prelo 2016.

componentes comerciais *off-the-shelf*, como por exemplo o *hardware* PixHawk para o sistema de controle de voo.

Após a realização de muitos vôos experimentais e do início de atividades comerciais verificou-se uma elevada taxa de falhas durante o vôo autônomo, com perda de estabilidade e decorrentes quedas do avião, sem qualquer influência de um piloto humano. Estas quedas desprovidas de aviso prévio, seguidas de difíceis missões de resgate em terrenos acidentados, deflagraram a perda de confiança no controlador de vôo utilizado, e incitaram o desenvolvimento do presente trabalho.

O objetivo deste trabalho é projetar e implementar um sistema de controle de vôo e de estabilidade para a aeronave em questão, como alternativa ao controlador padrão existente no sistema comercial utilizado. As variáveis controladas são os ângulos de *pitch* e de *roll*, os ângulos mais importantes na descrição do comportamento do sistema.

O projeto de um sistema de controle tradicionalmente envolve duas etapas: a identificação da planta a ser controlada e o projeto do controlador adequado. A identificação consiste da modelagem matemática utilizando dados medidos de entrada e de saída em ensaios na planta, e da validação do modelo comparando-se a resposta dinâmica de uma simulação à resposta do sistema físico. Também é abordada uma estratégia moderna de controle baseado em dados, que não necessita da identificação de um modelo do sistema.

Como ferramenta computacional utilizada para realizar as operações necessárias e para facilitar todas as etapas deste trabalho, foi utilizado o *software* MATLAB, versão 2011a. Ele foi utilizado para implementar todos os métodos numéricos realizados, e toda a análise de resultados.

Este texto é organizado de acordo com etapas realizadas do trabalho, tentando manter em um mesmo capítulo de maneira concisa a metodologia, os resultados e a análise para cada etapa. No capítulo 2 são apresentados os fundamentos teóricos que baseiam as metodologias usadas. No capítulo 3 o sistema físico utilizado é descrito, com alguns detalhes de seu funcionamento. O capítulo 4 apresenta os métodos e

resultados da identificação da planta. No capítulo 5 é mostrado o projeto do controlador, utilizando os métodos de LGR e VRFT, e são feitas simulações para validar os controladores projetados. O capítulo 6 mostra os resultados experimentais da implementação do sistema, com a comparação dos desempenhos e análise de resultados. O capítulo 7 conclui o texto e apresenta sugestões para trabalhos futuros, baseados nos resultados encontrados durante o desenvolvimento deste.

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Como ponto de partida para o desenvolvimento deste projeto é necessário definir os conceitos utilizados, rever os métodos existentes na literatura e fundamentar a teoria utilizada como base para o trabalho.

2.1 DESCRIÇÃO DO VANT

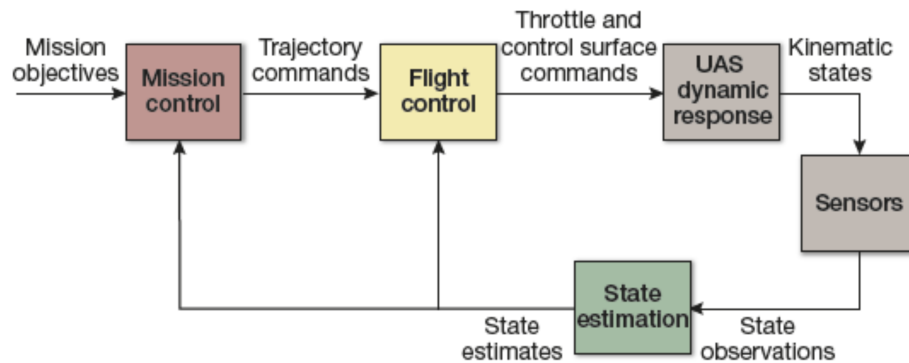
O nome Veículo Aéreo Não Tripulado descreve um tipo genérico de aeronaves, também denominado de *UAV* (do inglês, *Unmanned Air Vehicle*), *UAS* (*Unmanned Air System*), ou mais popularmente de *drone*, recebendo diferentes classificações dependendo de sua natureza e de seu comportamento durante o voo. São caracterizados pela ausência de um piloto a bordo, podendo ser dotados de um sistema de navegação autônomo ou ser radiocontrolados à distância. As duas principais categorias de VANTs em utilização são os veículos de asa fixa ou aviões, que possuem superfícies estáticas que geram sua sustentação, e os veículos de asa rotativa, como helicópteros e multirrotores, cuja sustentação provem da rotação de hélices sobre um ou mais eixos verticais. O principal efeito desta distinção é que um veículo de asa fixa requer um deslocamento horizontal para que suas asas gerem sustentação (BEHNCK, 2014).

A aviônica é o conjunto de todos os componentes eletrônicos presentes na aeronave, como sensores, sistemas de comunicação e de controle de voo. O sistema de um VANT inclui não apenas os componentes presentes a bordo para o controle de voo, como também a carga útil, que determina sua função principal, o sistema de radiocontrole para o piloto, o sistema de telemetria para a comunicação com uma estação base e sua interface homem-máquina que permite a definição e o acompanhamento de missões.

O autopiloto pode ser considerado o cérebro de um VANT, um microprocessador capaz de realizar todas as rotinas de controle. É composto de um sistema hierárquico de controle composto de diversas camadas, conforme esquematizado na Figura 1. A operação de cada camada está condicionada ao correto

funcionamento de todas as camadas mais internas. A primeira camada é de sensores capazes de medir ou de estimar a posição e orientação do veículo, assim como velocidade, velocidade angular, acelerações, e outras variáveis relevantes (BARTON, 2012).

Figura 1 - Diagrama dos blocos que compõe o sistema de autopiloto



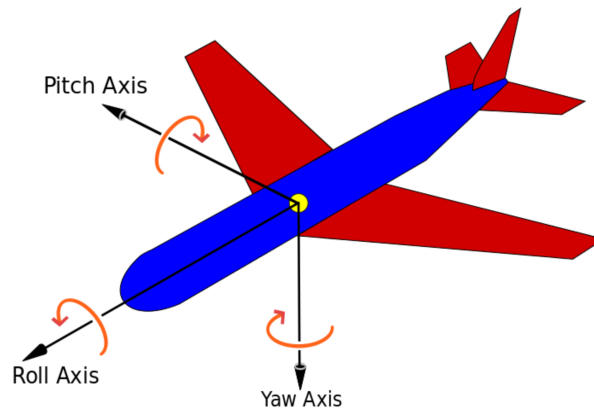
Fonte: BARTON, 2012.

A primeira malha de controle é chamada de controle de vôo, definida pela estabilização e controle da resposta da aeronave aos comandos aplicados. O controlador responsável por esta malha é o mais fundamental no movimento de um veículo. O objetivo do presente trabalho é o projeto deste sistema, especificamente para as variáveis de *roll* e *pitch*.

A próxima camada é o controle de navegação, que determina a trajetória que o sistema deve seguir, definindo os ângulos que são utilizados como referência para o controle de vôo. A terceira camada de controle, não mostrada neste diagrama, é o planejamento da missão, ou seleção de estratégias. Esta etapa é normalmente realizada pelo operador do VANT, e consiste em definir qual o percurso deve ser seguido, baseado em especificações de missão e de condições do ambiente.

Aviões convencionais possuem 3 tipos de superfícies de comando: ailerons (na parte traseira das asas), profundor (no estabilizador horizontal na cauda), e leme (no estabilizador vertical na cauda) controlam respectivamente os 3 movimentos, nos eixos longitudinal (rolagem, *roll*), transversal (arfagem, *pitch*) e vertical (guinada, *yaw*), vide Figura 2. Estes eixos são denominados respectivamente x_b , y_b e z_b .

Figura 2 - Eixos de controle de uma aeronave

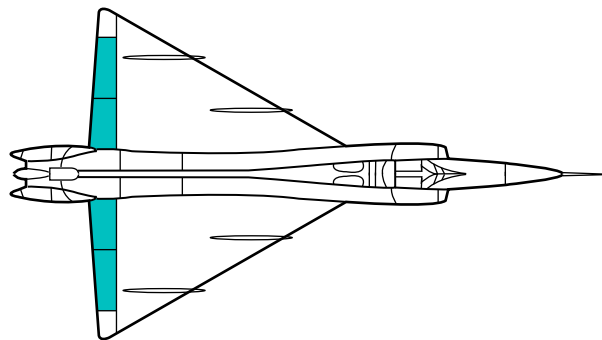


Fonte: Auawise.

https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Yaw_Axis_Corrected.svg

Foi utilizado um VANT sem cauda, com a fuselagem integrada ao perfil das asas. Por não possuir estabilizador horizontal nem estabilizador vertical, as únicas superfícies de controle disponíveis são posicionadas mais atrás com maior angulação das asas (MARQUÉS, 2013), e realizam simultaneamente os papéis de ailerons e de profundores, sendo chamados de *elevons* (do inglês *elevator + aileron*). Um exemplo de avião dotado de *elevons* é mostrado na Figura 3.

Figura 3 - Elevons (em verde) de um Convair F-102 Delta Dagger



Fonte: Dryden Flight Research Center.

[https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Elevon_\(F-102A\).svg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Elevon_(F-102A).svg)

Não é vantajoso fazer a identificação do sistema e o projeto do controlador em relação a comandos independentes aos *elevons* direito e esquerdo, é mais útil descrever os sinais de controle da planta como comandos separados de ailerons e de profundores, chamados de δ_a e δ_e . Como os *elevons* desempenham o papel destas duas superfícies de forma acoplada, os sinais sofrem uma mixagem antes de serem enviados aos servos, etapa implementada internamente no sistema de vôo e que não

será considerada neste trabalho.

2.2 MODELO TEÓRICO

Para entender o comportamento físico da aeronave, é necessário descrever a física envolvida em seu movimento. A movimentação de aviões em vôo é classicamente descrita como um corpo rígido com seis graus de liberdade, tratamento inicialmente desenvolvido por Bryan (1911). Com este pressuposto de corpo rígido, desprezam-se os efeitos de elasticidade de suas partes, que poderiam deformar sua estrutura. Aqui também foi considerada a massa da aeronave e sua distribuição constantes, pressuposto válido pois com a alimentação por baterias não há queima de combustível, que acarretaria a uma alteração na massa durante o vôo. Neste trabalho, as equações foram baseadas em Høstmark (2007), com pequenas alterações na simbologia.

As equações que governam o movimento de um corpo rígido podem ser divididas em duas partes: a cinemática, que descreve o movimento do corpo ao ser submetido a forças e torques; e a dinâmica, que descreve como essas forças e torques são produzidas. O primeiro passo para descrever o sistema é estabelecer os sistemas de referência envolvidos.

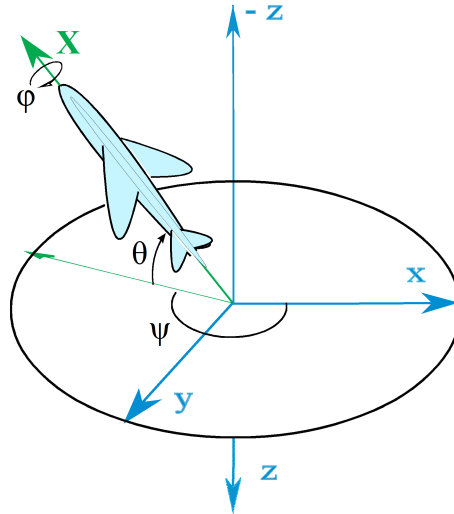
2.2.1 Sistemas de referência

Existem três referenciais importantes na caracterização de um avião em vôo. O referencial da Terra é definido pelos eixos x_n , y_n , z_n alinhados com as direções norte, leste e vertical para baixo (em direção ao nadir). Como em geral VANTs voam a velocidades baixas e por pequenas escalas, este pode ser considerado um referencial inercial, desprezando efeitos de curvatura e de rotação da Terra. O referencial do corpo do veículo é definido pelos eixos x_b , y_b , z_b nos sentidos dos eixos longitudinal para frente, transversal para a direita e vertical para baixo do avião, com origem em seu centro de massa.

A orientação do corpo relativo ao referencial da Terra é caracterizada pelos

ângulos de Tait-Bryan, chamados de *roll* (φ), *pitch* (θ), e *yaw* (ψ), mostrados na figura 4. Partindo de uma posição inicial, realizam-se rotações de um ângulo ψ pelo eixo z_b , seguido de um ângulo θ pelo eixo y_b e de um ângulo φ pelo eixo x_b . É preciso atentar à ordem que as rotações são realizadas, pois rotações não são operações comutativas.

Figura 4 - Definição dos ângulos de Tait-Bryan



Fonte: Juansempere. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Plane.svg>

Para permitir a utilização dos diferentes referenciais é necessário transformar os movimentos no referencial do corpo para o da Terra. Para transformar a velocidade linear é utilizada a matriz de transformação R_b^n , enquanto que para a velocidade angular é utilizada a matriz T_θ , mostradas nas equações a seguir:

$$R_b^n = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & -\cos \varphi \operatorname{sen} \psi + \operatorname{sen} \varphi \operatorname{sen} \theta \cos \psi & \operatorname{sen} \varphi \operatorname{sen} \psi + \cos \varphi \operatorname{sen} \theta \cos \psi \\ \cos \theta \operatorname{sen} \psi & \cos \varphi \cos \psi + \operatorname{sen} \varphi \operatorname{sen} \theta \operatorname{sen} \psi & -\operatorname{sen} \varphi \cos \psi + \cos \varphi \operatorname{sen} \theta \operatorname{sen} \psi \\ -\operatorname{sen} \theta & \operatorname{sen} \varphi \cos \theta & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$T_\theta = \begin{bmatrix} 1 & \operatorname{sen} \varphi \tan \theta & \cos \varphi \tan \theta \\ 0 & \cos \varphi & -\operatorname{sen} \varphi \\ 0 & \operatorname{sen} \varphi / \cos \theta & \cos \varphi / \cos \theta \end{bmatrix} \quad (2)$$

onde φ , θ , e ψ são os ângulos de Tait-Bryan. As relações entre os referenciais são mostradas nas equações a seguir:

$$\dot{p}^n = R_b^n v_0^b \quad (3)$$

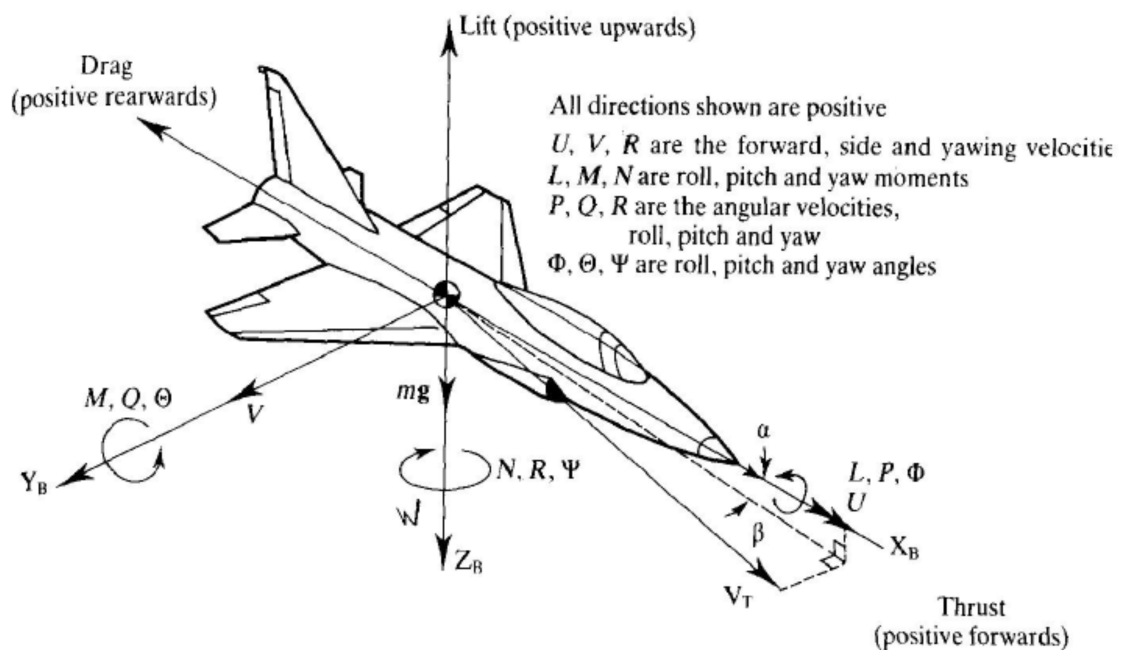
$$\dot{\Theta} = T_\theta \omega_0^b \quad (4)$$

onde p^n e Θ são vetores representando a posição e a rotação no referencial terrestre, e v_0^b e ω_0^b representam a velocidade e a velocidade angular no referencial do avião. Estes vetores têm seus componentes definidos por:

$$\begin{aligned} p^n &= [x_n \ y_n \ z_n]^T \\ \Theta &= [\varphi \ \theta \ \psi]^T \\ v_0^b &= [U \ V \ W]^T \\ \omega_0^b &= [P \ Q \ R]^T \end{aligned} \quad (5)$$

As definições de eixos na referência do avião, e as variáveis definidas neste referencial são mostradas na figura 5.

Figura 5 - Definições no referencial do avião



Fonte: HØSTMARK, 2007

As forças aerodinâmicas são definidas em relação à direção do fluxo de ar incidente, portanto é útil a descrição do sistema de referência aerodinâmico. Este referencial possui o eixo x_w alinhado com o vetor da velocidade V_T do avião em relação ao vento. Os outros componentes são definidos pelo ângulo vertical α (ângulo de ataque) e ângulo horizontal β (ângulo de *sideslip*) entre os eixos x_b e x_w .

2.2.2 Dinâmica

É pressuposto o sistema como um corpo rígido de massa constante, com seis graus de liberdade. Nas equações que relacionam as acelerações e velocidades, lineares e angulares, é necessário considerar a massa e momentos de inércia do corpo, o efeito de Coriolis devido à rotação do referencial, a aceleração da gravidade, e o efeito de forças e torques aerodinâmicos.

Assumindo uma simetria na distribuição de massa em relação ao plano x-z, os produtos de inércia I_{xy} e I_{yz} são zerados, simplificando as equações. Assim, as equações que governam o movimento do sistema podem ser descritas de forma decomposta em seus 6 graus de liberdade, por:

$$\begin{aligned}
 m(\dot{U} + QW - RV + g \operatorname{sen} \theta) &= X \\
 m(\dot{V} + UR - PW - g \operatorname{sen} \varphi \cos \theta) &= Y \\
 m(\dot{W} + PV - QU - g \cos \varphi \cos \theta) &= Z \\
 I_x \dot{P} - I_{xz}(\dot{R} + PQ) + (I_z - I_y)QR &= L \\
 I_y \dot{Q} + I_{xz}(P^2 - R^2) + (I_x - I_z)PR &= M \\
 I_z \dot{R} - I_{xz}(\dot{P} - QR) + (I_y - I_x)PQ &= N
 \end{aligned} \tag{6}$$

onde X, Y, e Z são as três componentes de forças aerodinâmicas, e L, M, e N são as três componentes de torques aerodinâmicos.

Especificamente com a estrutura da aeronave utilizada, pode-se ainda aproximar uma simetria em relação ao plano x-y, pois sua geometria é quase planar, não havendo nenhum componente massivo longe do plano $z=0$. Assim, é desprezado o produto de inércia I_{xz} , simplificando as equações 4 a 6 para:

$$\begin{aligned}
 I_x \dot{P} + (I_z - I_y)QR &= L \\
 I_y \dot{Q} + (I_x - I_z)PR &= M \\
 I_z \dot{R} + (I_y - I_x)PQ &= N
 \end{aligned} \tag{7}$$

Estas equações descrevem o comportamento do sistema quando submetido a forças e torques externos. Para obter-se o entendimento completo do sistema, é preciso caracterizar as interações aerodinâmicas que geram estas forças. Estas interações podem ser descritas por coeficientes estáticos (dependentes das

velocidades da aeronave), dinâmicos (dependentes das acelerações) e de controle (dependentes dos estados das superfícies de controle), fatores adimensionais que estabelecem a escala de cada componente das forças e torques aerodinâmicos, e que dependem dos estados do sistema.

2.2.3 Linearização

As equações anteriores podem ser linearizadas em torno de um ponto nominal de operação em regime permanente, separado-as entre as condições nominais, e os estados perturbados. As equações dos estados perturbados podem então ser aproximadas por uma expansão em série de Taylor, reduzida para primeira ordem. Considerando como regime permanente o voo nivelado com V_0 , φ_0 , e velocidades angulares iguais a zero, obtêm-se as equações para regime permanente dadas pelas equações, e para os estados perturbados pelas equações:

$$\begin{aligned} mg \operatorname{sen} \theta_0 &= X_0 \\ 0 &= Y_0 \\ -mg \cos \theta_0 &= Z_0 \\ 0 &= L_0 \\ 0 &= M_0 \\ 0 &= N_0 \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} m(\dot{u} + W_0 q + g \cos(\theta_0) \theta) &= \Delta X \\ m(\dot{v} + U_0 r - W_0 p - g \cos(\theta_0) \varphi) &= \Delta Y \\ m(\dot{w} - U_0 q + g \operatorname{sen}(\theta_0) \theta) &= \Delta Z \\ I_x \dot{p} &= \Delta L \\ I_y \dot{q} &= \Delta M \\ I_z \dot{r} &= \Delta N \end{aligned} \quad (9)$$

onde u , v , w , p , q , r , φ , θ , e ψ são os novos estados linearizados.

Para poder ser aplicado na prática, é necessário simplificar este modelo. Utilizando a análise dos derivativos aerodinâmicos de Høstmark (2007), a maior parte dos fatores são insignificantes, baseando-se nas simetrias da aeronave e em geometrias comuns a outros aviões. Com isto, é possível desprezar todos os fatores relativos a efeitos cruzados entre movimentos longitudinais e laterais.

Com as aproximações realizadas, é possível separar as equações em dois grupos independentes, com as equações 1, 3, e 5 contendo apenas movimentos no plano x-z, referentes à dinâmica longitudinal (*pitch*), e as equações 2, 4, e 6 referentes à dinâmica lateral (*roll e yaw*).

Da mesma forma, as aproximações realizadas para os coeficientes aerodinâmicos permitem esta separação dos planos de movimento. As forças e torques aerodinâmicos estão descritos nas equações:

$$\begin{aligned}
\Delta X/m &= X_u u + X_w w + X_{\delta_t} \delta_t \\
\Delta Y/m &= Y_v v + Y_r r + Y_{\delta_r} \delta_r \\
\Delta Z/m &= Z_{\dot{w}} \dot{w} + Z_u u + Z_w w + Z_q q \\
\Delta L/I_x &= L_v v + L_p p + L_r r + L_{\delta_a} \delta_a + L_{\delta_t} \delta_t \\
\Delta M/I_y &= M_{\dot{w}} \dot{w} + M_w w + M_q q + M_{\delta_e} \delta_e \\
\Delta N/I_z &= N_v v + N_p p + N_r r
\end{aligned} \tag{10}$$

Desta forma, é possível separar o sistema de 6 graus de liberdade em dois sistemas independentes com 3 graus de liberdade cada. Com isto, cada uma das saídas (*roll e pitch*) é representada por um modelo linear de 4ª ordem, descrito nas equações 11 e 12.

$$\begin{bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{\Phi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & W_0 & Y_r - U_0 & g \cos \theta_0 \\ L_v & L_p & L_r & 0 \\ N_v & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v \\ p \\ r \\ \Phi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ L_{\delta_a} & L_{\delta_t} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_t \end{bmatrix} \tag{11}$$

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_u & X_w & -W_0 & -g \cos \theta_0 \\ Z_u' & Z_w' & Z_q' & Z_{\theta}' \\ M_u' & M_w' & M_q' & M_{\theta}' \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & X_{\delta_t} \\ 0 & 0 \\ M_{\delta_e} & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_e \\ \delta_t \end{bmatrix} \tag{12}$$

onde os coeficientes Z' e M' são representam os efeitos conjuntos dos coeficientes estáticos e dinâmicos:

$$\begin{aligned}
Z_u' &= Z_u / (1 - Z_{\dot{w}}) \\
Z_w' &= Z_w / (1 - Z_{\dot{w}}) \\
Z_q' &= (Z_q - U_0) / (1 - Z_{\dot{w}}) \\
Z_{\theta}' &= -g \operatorname{sen} \theta_0 / (1 - Z_{\dot{w}}) \\
M_u' &= M_{\dot{w}} z_u' \\
M_w' &= M_w + M_{\dot{w}} z_w' \\
M_q' &= M_q + M_{\dot{w}} z_q' \\
M_{\theta}' &= M_{\dot{w}} z_{\theta}'
\end{aligned} \tag{13}$$

2.3 IDENTIFICAÇÃO DE SISTEMAS

O modelo teórico desenvolvido na seção 2.2 não é suficiente para o desenvolvimento deste trabalho, pois a determinação de seus parâmetros depende da realização de experimentos em túnel de vento, que estão no momento fora do alcance deste autor. Portanto, é necessária a criação de um modelo empírico, baseado apenas em dados de vôo e utilizando os sensores disponíveis a bordo do avião. O modelo teórico linearizado foi utilizado para escolher a ordem do modelo empírico.

A identificação experimental consiste de ensaios na planta para obtenção de dados, da seleção da estrutura matemática do modelo, do critério adotado para medir a qualidade do modelo, da estimação dos parâmetros, e da posterior validação comparando-se a resposta dinâmica de uma simulação à resposta do sistema físico (ÅSTRÖM, 1997).

Para a realização dos ensaios, métodos ditos “clássicos” de identificação (como resposta ao impulso ou resposta ao salto) requerem a aplicação de sinais específicos na entrada da planta, para se obter a saída em malha aberta. Quando, por restrições do processo, é necessário manter o sistema operando em malha fechada, estes métodos não são adequados, sendo necessária a aplicação de métodos mais robustos. Para a correta identificação em malha fechada é preciso que os sinais aplicados possuam amplo espectro, para que excitem todas as frequências da planta.

O modelo teórico linearizado foi a base para a escolha da estrutura do modelo. A partir dele, foi definido um modelo de 4ª ordem e os métodos adotados para a

identificação. Como critério de avaliação da qualidade do modelo, o mais comum é a minimização do erro quadrático, que assume a forma apresentada na equação 14:

$$J(P) = \sum_{k=1}^N (\varepsilon(k))^2 \quad (14)$$

onde P representa os parâmetros desconhecidos, e ε a diferença entre as saídas observadas e as saídas computadas utilizando os parâmetros P .

O problema de identificação então consiste em encontrar parâmetros P que minimizem J . A utilização deste critério permite a adoção de métodos de otimização simplificados, com solução analítica e de fácil computação. A descrição completa do método utilizado para obter-se a solução do problema e a aplicação na identificação de sistemas lineares descritos pela função de transferência pode ser encontrado em Åström (1997).

A validação do modelo pode ser feita a partir da obtenção de dados de um segundo ensaio, comparando as respostas observadas na planta e no modelo quando submetidos aos mesmos sinais de entrada. Este procedimento deve ser feito utilizando um conjunto de dados independente do utilizado para a identificação, do contrário ocorre o risco de *overfitting* a um conjunto de dados específico, não sendo avaliada a capacidade de predição do modelo.

2.4 CONTROLADOR PID

O controlador PID representa a soma de três componentes: um termo proporcional ao sinal de erro, um termo que equivale à integral do erro, e um termo da derivada do erro. Para transformar para a forma digital aplica-se a aproximação de Euler *forwards*, obtendo-se o controlador definido pela equação 15.

$$C(z) = K_p + K_i T_s \frac{z}{(z-1)} + \frac{K_d}{T_s} \frac{(z-1)}{z} \quad (15)$$

onde $C(z)$ é a função de transferência do controlador descrita pela transformada z , K_p

representa o ganho proporcional, K_I representa o ganho integral, K_D representa o ganho derivativo, e T_s é o tempo de amostragem do sistema.

O controlador PID é muito utilizado em VANTs (CHAO, 2007) por ter uma estrutura simples, fácil de implementar e ser capaz de obter desempenhos satisfatórios. Porém, é necessário um procedimento correto de ajuste de parâmetros para se obter as vantagens deste controlador: resposta rápida, erro zero em regime permanente, e mínimo *overshoot* (KADA, 2001).

Um dos métodos clássicos de projeto é o Lugar Geométrico das Raízes (LGR), que consiste em um método gráfico para a alocação dos polos do sistema, através de um diagrama de polos e zeros do sistema em malha fechada (BAZANELLA, 2005).

2.5 VRFT MIMO

O método do lugar das raízes usualmente só é aplicável no projeto de controladores SISO, então foi necessário buscar um método alternativo que permita se obter um controlador MIMO de duas entradas e duas saídas.

O método adotado foi o *Virtual Reference Feedback Tuning* (VRFT), um método de projeto baseado em dados, dito *direto* por não necessitar de um modelo da planta a ser controlada (CAMPI, 2002). Utilizando medidas obtidas de um único experimento em uma planta desconhecida, o VRFT obtém um resultado que otimiza o critério de projeto com a realização operações simples, sem a necessidade de de múltiplas iterações ou de repetições do experimento.

O método, em sua versão SISO, consiste na especificação de um modelo de referência, $T_d(z)$, que representa a resposta desejada para o sistema em malha fechada. A estrutura do controlador a ser projetado é escolhida como uma combinação linear de sistemas lineares, de forma que $C(z,P) = B(z)*P$, onde $B(z)=[B_1(z), B_2(z), \dots, B_n(z)]^T$ é um vetor com funções de transferência racionais, e $P=[p_1, p_2, \dots, p_n]^T$ é o vetor de parâmetros que deve ser encontrado. O controlador ideal é o que minimiza o critério dado pela equação 16.

$$J_{MR}(P) = \left\| \frac{G(z)C(z,P)}{1+G(z)C(z,P)} - Td(z) \right\|_2^2 \quad (16)$$

onde $G(z)$ é a função de transferência da planta.

A idéia por trás do método é que a partir do sinal de saída medido, $y(t)$, pode-se assumir que está em operação o controlador ideal, e portanto a função de transferência em malha fechada é $Td(z)$. Então é calculado, no sentido inverso ao natural do sistema, um sinal virtual de referência $\bar{r}(t)$ definido como o sinal que seria necessário aplicar no modelo de referência para obter-se $y(t)$ na saída. O sinal $\bar{e}(t)$ é definido como $\bar{r}(t) - y(t)$. Assim, $y(t)$ é a resposta desejada à aplicação do sinal $\bar{r}(t)$, e portanto $u(t)$ é a resposta do controlador ideal ao sinal $\bar{e}(t)$.

Então pode-se usar alguma técnica de identificação de modelo, usando como sinal de entrada $\bar{e}(t)$ e saída $u(t)$, para identificar-se o modelo do controlador desejado. Na prática, quando o modelo desejado não é atingível devido a restrição na classe do controlador, é necessário a aplicação de um filtro nos dados, de forma que o critério de erro minimizado ao resolver o problema de identificação também minimize o critério de projeto dado pela equação 16.

Este método pode ser estendido para sistemas MIMO e usado no projeto de controladores MIMO acoplados, conforme feito por Chía (2016), e Campestrini (2016), com a especificação de um modelo de referência independente para cada saída.

Quando existe ruído interferindo nos dados obtidos, Campi (2002) propõe a utilização de variáveis instrumentais para mitigar seu efeito. São propostas duas alternativas para a escolha de variáveis instrumentais: a repetição do ensaio na planta, utilizando os mesmos sinais de entrada do primeiro ensaio; ou a identificação de um modelo da planta, e utilização do mesmo para a simulação de um novo conjunto de dados de saída.

3 ESPECIFICAÇÃO DO AVIÃO

Devido às especificações do projeto, o *PixForce One* deveria ter capacidade de mapear áreas de até 500 hectares em um único voo, sendo definidos o tempo de voo de pelo menos uma hora, levando uma carga de 0,5 kg a uma velocidade de 15 m/s. Para isto, foi escolhida uma estrutura em formato de asa voadora, sem cauda e com a fuselagem integrada ao perfil das asas, com envergadura superior a 2 metros. Uma foto do modelo utilizado encontra-se na Figura 6. Este formato aerodinâmico elimina o arrasto gerado por superfícies secundárias e maximiza a capacidade de carga pois a parte central da fuselagem também gera força de sustentação. O peso é ainda reduzido devido ao material, um isopor de alta densidade. As especificações da estrutura do avião encontram-se na Tabela 1.

Figura 6 - Foto da estrutura do VANT



Fonte: SkyWalker® (2016, imagem digital).

Tabela 1 - Informações relacionadas à estrutura do *Skywalker X8*

CARACTERÍSTICA	DIMENSÃO
Distância entre asas	2122mm
Área de asa	80dm ²
Peso	450g

Fonte: SkyWalker®

O principal componente do VANT em questão é o *hardware* embarcado de controle de voo Pixhawk, que roda o *software* de código aberto ArduPlane (ARDUPILOT, 2016). Os sistemas aviônicos presentes são: sistema de controle de voo;

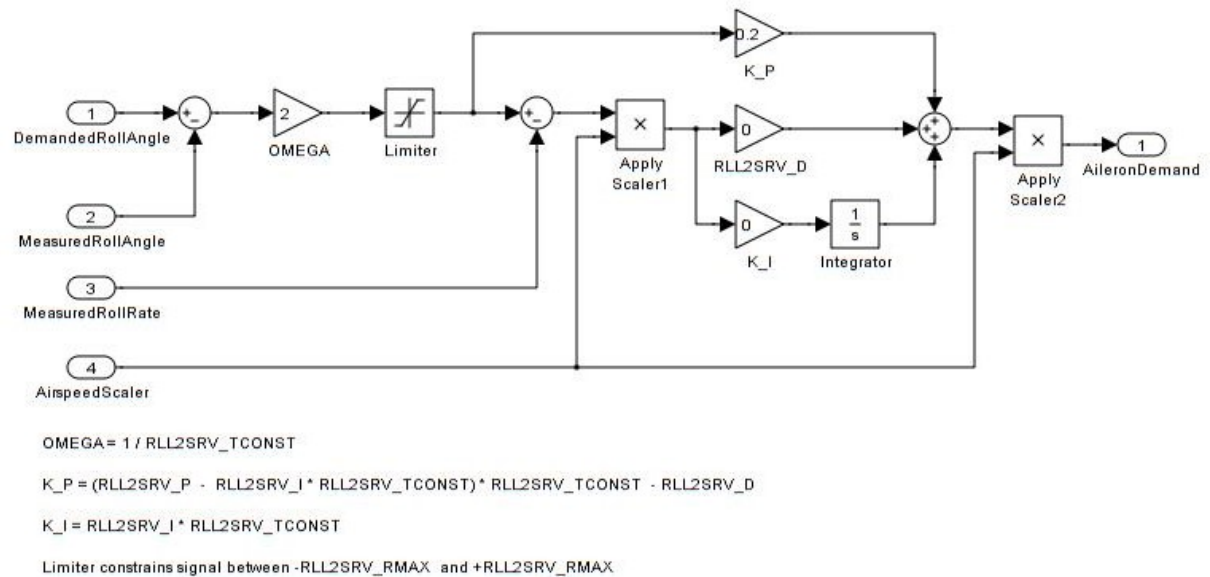
sistema de navegação; receptor de radiocontrole para pilotagem remota; sistema de comunicação com estação-base; e sistema de gravação de dados de vôo (popularmente conhecido como “caixa-preta”).

A instrumentação presente inclui: altímetro; sensor de velocidade do ar por tubo de Pitot; dois conjuntos de sensores inerciais redundantes, compostos por acelerômetros e giroscópios triaxiais; barômetro; magnetômetro triaxial; receptor de GPS e medidor de consumo de bateria. Para obter dados de vôo e de navegação consistentes e robustos, existe redundância no sistema de instrumentação da aeronave e um sistema de detecção de erros e falhas. Um filtro de Kalman é usado para estimar cada variável a partir de dados de diferentes sensores, de forma que se um dos sensores apresentar dados errôneos ou ruído elevado o sistema seja pouco afetado.

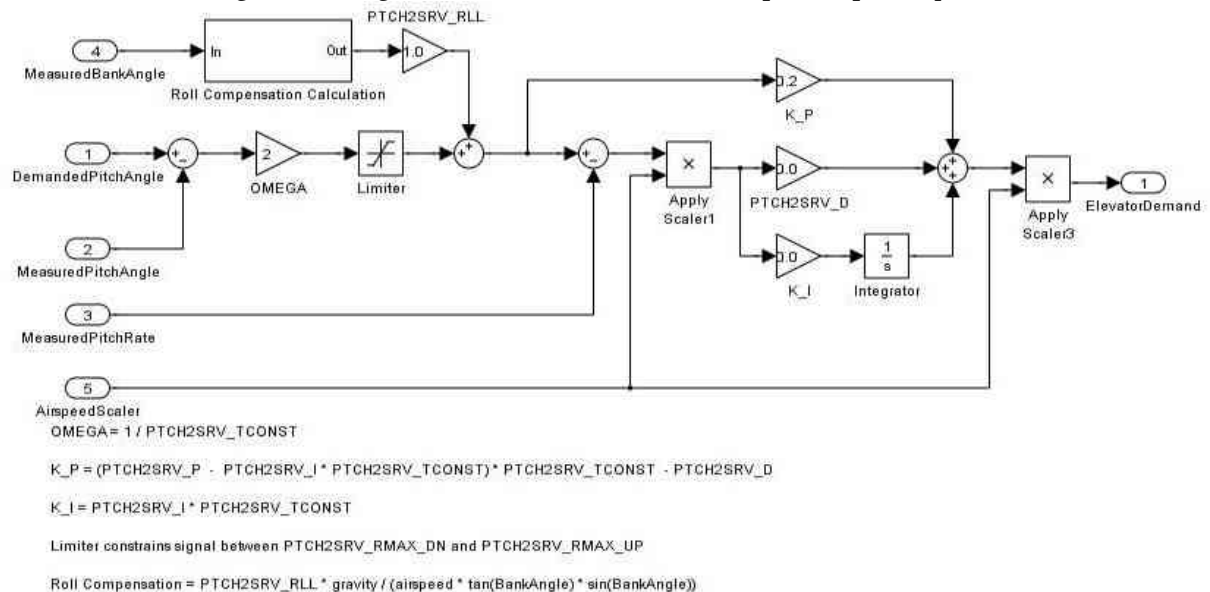
Como os sinais de diferentes sensores e subsistemas possuem bandas de passagem diferentes e portanto diferentes necessidades de taxa de atualização, o software do autopiloto funciona como um sistema *multirate*, concentrando esforços computacionais nos subsistemas mais necessários. A frequência do laço de controle de vôo é de 50 Hz, enquanto o controle de navegação é atualizado a 10 Hz.

A gravação do registro de dados no cartão microSD é lenta, de forma que não é possível gravar todos os sinais com a máxima taxa de amostragem. Para evitar perda de dados, os sinais mais importantes são priorizados na gravação e os menos importantes têm a sua taxa de amostragem reduzida, diminuindo a taxa de transferência de dados ao cartão.

Os sistemas de controle padrão de *pitch* e de *roll* implementados pelo ArduPlane são mostrados nas figuras 7 e 8. Estes operam como duas malhas de controle em cascata, a malha externa controlando o ângulo e a malha interna controlando a velocidade angular.

Figura 7 - Diagrama de blocos do controlador padrão para o *roll*

Fonte: ARDUPILOT. <http://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html>

Figura 8 - Diagrama de blocos do controlador padrão para o *pitch*

Fonte: ARDUPILOT. <http://ardupilot.org/plane/docs/roll-pitch-controller-tuning.html>

Ambos controladores atuam com *feedbacks* independentes de forma desacoplada, porém são sistemas não-lineares. Três tipos de não-linearidades são implementadas: saturações, limitando as velocidades angulares demandadas, variação dos ganhos do sistema para variações da velocidade de vôo, e um acoplamento entre *roll* e *pitch*, com o objetivo de compensar a perda de altitude durante curvas.

Apesar de não serem controladores PID no sentido habitual, possuem

coeficientes chamados de K_P , K_I , e K_D . O autopiloto possui um modo de voo chamado de AUTOTUNE, que realiza o ajuste automático dos ganhos de forma iterativa, porém o método utilizado para a otimização dos parâmetros não é especificado. Neste modo, o piloto deve realizar manobras alternadas para esquerda e direita, e para cima e para baixo enquanto o controlador, atuando em malha fechada, busca novos parâmetros. A cada 10 segundos, novos conjuntos de parâmetros são salvos, sendo que o manual do usuário recomenda 20 repetições de movimento em cada plano, durando 2 segundos cada um. Segundo as informações do manual, este método só consegue fazer um ajuste básico, não sendo projetado para obter um controlador de alto desempenho².

Para controle de altitude e de velocidade, o ArduPlane utiliza o *Total Energy Control System*, (TECS), sistema que coordena a referência de *pitch* e o comando do motor. Este sistema se baseia no controle da energia mecânica da aeronave, e nas trocas entre energia potencial gravitacional e energia cinética. A propulsão do motor e o arrasto do ar determinam o aumento ou diminuição da energia mecânica total do sistema, enquanto variações no ângulo de *pitch* determinam trocas entre as energias potencial e cinética³.

O sistema de navegação usado é chamado de “controlador L1” (PARK, 2004), que define a trajetória de voo para seguir caminhos predeterminados. Este sistema escolhe a aceleração lateral a cada momento, determinando a direção do voo para que o avião possa cumprir certas estratégias, e ajusta os sinais de referência de *roll* e de *pitch* para que as manobras escolhidas sejam realizadas. Estas estratégias incluem possibilidades como navegar até um ponto, seguir uma linha, ou traçar um círculo ao redor de um ponto. Esta é a malha de controle mais externa, que permite ao VANT a realização de missões autônomas.

²<http://ardupilot.org/plane/docs/automatic-tuning-with-autotune.html>

³<http://ardupilot.org/plane/docs/tecs-total-energy-control-system-for-speed-height-tuning-guide.html>

4 IDENTIFICAÇÃO DO MODELO DO SISTEMA

Como não foi possível obter os coeficientes do modelo teórico encontrado, é necessário realizar uma identificação experimental baseada em dados de vôo, para se obter um modelo adequado para o projeto do controlador e para a simulação do sistema.

4.1 ENSAIOS

Para a realização dos ensaios, o sistema em questão exige a operação em malha fechada, pois de outra forma não é possível manter um vôo estável. Portanto, foi utilizado o controlador padrão do ArduPlane, ajustado conforme recomendações dos desenvolvedores, para a operação nominal dos experimentos.

Duas estratégias foram utilizadas para a obtenção dos sinais de referência do sistema em malha fechada. Em um primeiro ensaio, comandos radiocontrolados por um piloto foram utilizados como sinal de referência de *roll* e de *pitch*. Neste modo, a potência do motor também foi controlada pelo piloto, portanto nem a velocidade nem a altitude da aeronave eram constantes.

Para obter um experimento mais controlado foi realizada uma missão automática, com o autopiloto fechando uma malha externa de controle, escolhendo as referências de forma a seguir trajetórias predeterminadas a velocidade e altitude constantes. Foram definidas linhas em ziguezague, fazendo curvas de 180 graus em sentidos intercalados para a direita e para esquerda. A velocidade foi configurada para 15 m/s, escolhida para tentar maximizar a autonomia e ser suficientemente acima da velocidade mínima de 12 m/s, permitindo uma margem de segurança para manobras. Foram realizadas duas repetições deste ensaio, com o objetivo de se obter conjuntos de dados separados para a identificação e para a validação do modelo.

4.2 MÉTODO DE IDENTIFICAÇÃO

Foram analisados os sinais de velocidade, altitude, ângulos, *setpoint* dos ângulos, velocidades angulares, e saídas do sistema de controle, gravadas no registro

de dados de vôo da aeronave.

Para escolher uma janela de dados válidos, foram utilizados dois critérios. No ensaio com pilotagem manual, foi selecionada uma janela a partir do término da decolagem com a estabilização da altitude e a velocidade acima de 12 m/s, até a troca no modo de vôo, saindo do comando manual. Nos ensaios com vôo autônomo, o início da janela foi escolhido como o momento que a aeronave cruzou o primeiro ponto de navegação, já com a altitude e velocidade corretas. O final da janela foi ao cruzar o último ponto de navegação, concluindo a missão.

Dentro da janela escolhida, os sinais de entrada nos atuadores (δ_a e δ_e) e os ângulos de *roll* e *pitch* (φ e θ) foram utilizados para a identificação do sistema, utilizando uma implementação própria do método dos mínimos quadrados. De acordo com a modelagem teórica, foi escolhido para a identificação um modelo de ordem 4. Foi utilizado o método dos mínimos quadrados para cada par entrada/saída, para obter-se quatro funções de transferência: $G_{11}(z)$, $G_{21}(z)$, $G_{12}(z)$ e $G_{22}(z)$, onde G_{ij} representa a função de transferência da entrada “j” para a saída “i”, e os índices 1 e 2 representam respectivamente *roll* e *pitch*.

Um problema encontrado nesta etapa foi o efeito de ruído e de perturbações no sistema. Como o sistema possui um polo em $z=1$ (verificado pelo modelo teórico), os efeitos das perturbações são integrados na saída, acumulando os erros e alterando o espectro do ruído. Para tentar minimizar este problema, foi utilizado um filtro passa-altas no sinal de saída usado para a identificação da planta, diminuindo o ruído de baixa frequência percebido nos dados. Como o polo em $z=1$ já era conhecido e já haviam disponíveis os dados de velocidade angular, estes puderam ser utilizados como os sinais de saída, sendo então efetivamente o filtro utilizado um derivador. Após a identificação por mínimos quadrados foi aplicado o filtro inverso (no caso, um integrador) para transformar a velocidade angular de volta em ângulo, retornando aos sinais de interesse *roll* e *pitch*.

Então, para tentar diminuir o efeito da não-linearidade na identificação e obter um modelo mais fiel, os dados de saída utilizados foram substituídos pelas

velocidades angulares P e Q. Estes sinais são medidos diretamente por giroscópios do controlador de vôo. Estando no referencial do corpo do avião estes sinais não sofrem o efeito da transformação do sistema de referência, tendo assim uma relação direta com as entradas. Esta substituição é, no modelo linearizado desenvolvido no capítulo 2, equivalente à derivada dos sinais de *roll* e *pitch*.

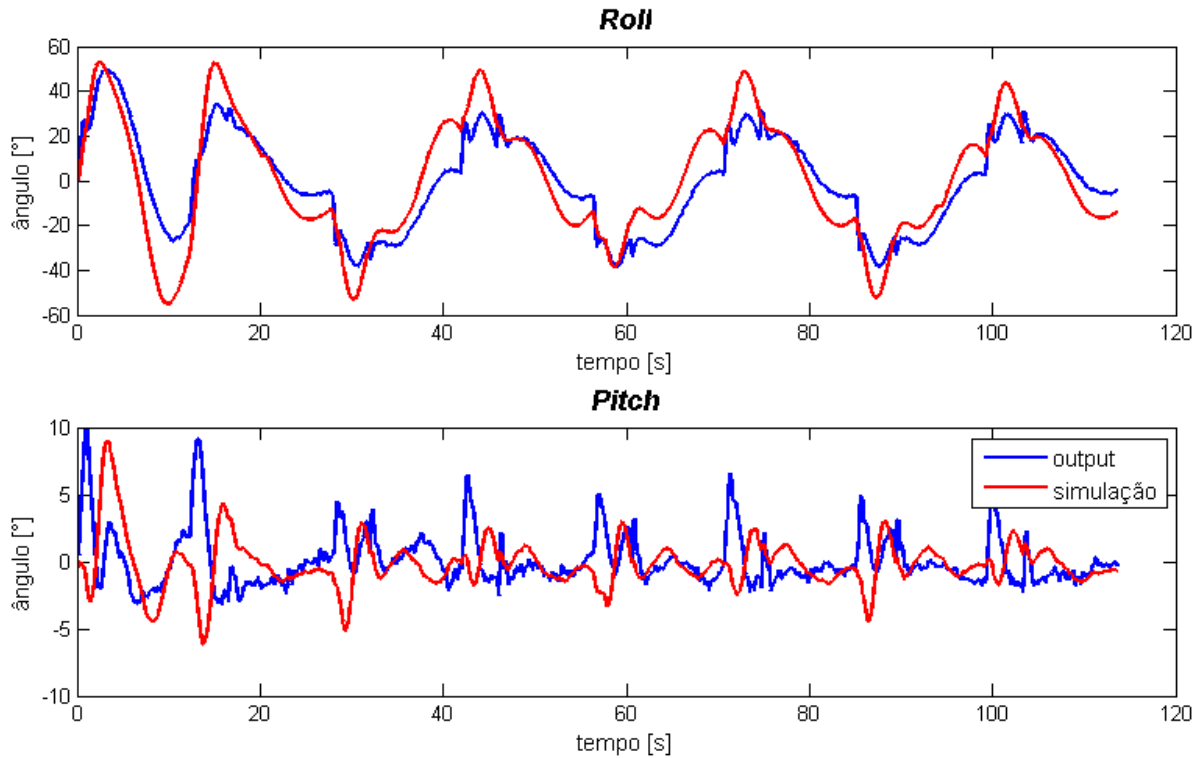
4.3 VALIDAÇÃO

Para validar o modelo matemático encontrado, foi utilizado um conjunto separado de dados de entrada e saída, obtido do terceiro ensaio de vôo. Foi realizada a simulação do sistema, com os sinais de entrada reais sendo aplicados no modelo, e comparando a resposta da simulação à resposta medida no sistema físico.

4.4 RESULTADOS

Aqui são apresentados os modelos identificados para o veículo, assim como os resultados das simulações e comparações com os dados dos ensaios. A figura 9 mostra a simulação da primeira tentativa de identificação do modelo, obtida através do método dos mínimos quadrados diretamente a partir dos sinais de entrada (δ_e e δ_a) e de saída (φ e θ) do sistema.

Figura 9 - Comparação entre dados do ensaio em azul e resultados da simulação em vermelho, para o ângulo de *roll* (em cima) e de *pitch* (embaixo)

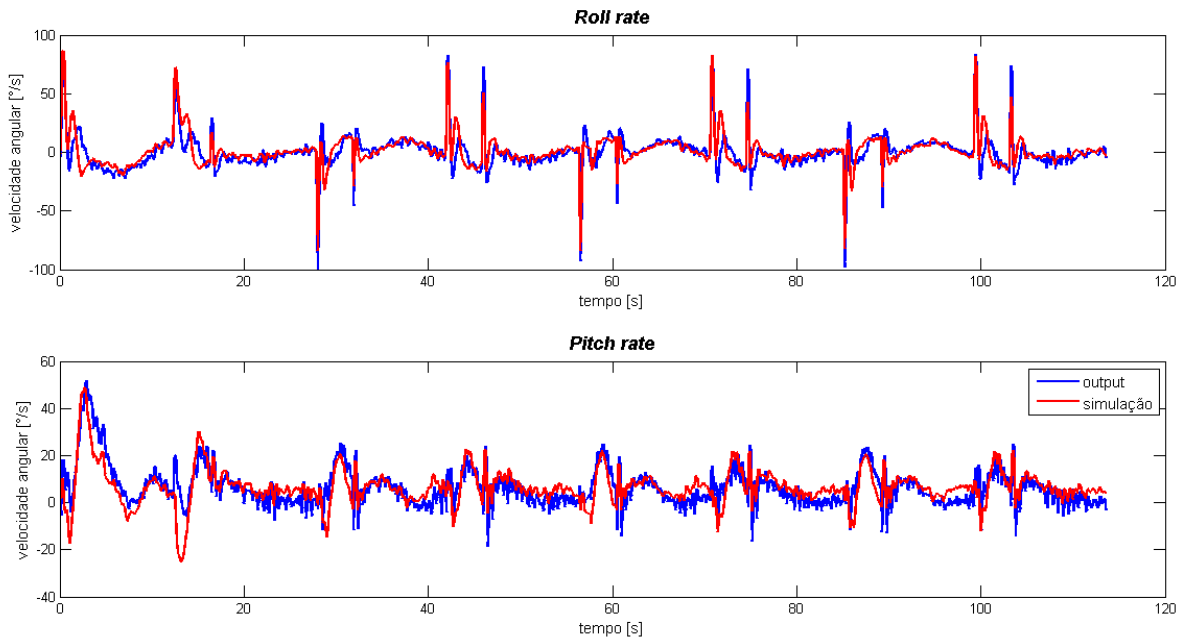


Fonte: Elaborada pelo autor

Observa-se que a simulação para o *roll* possui o comportamento consistente com os dados coletados, porém o modelo para o *pitch* está incoerente com o observado na realidade. Note que quando há uma perturbação no sinal observado (picos em azul), a saída da simulação responde em sentido contrário. Acredita-se que isto se deve principalmente ao efeito das não-linearidades do sistema, e ao fato de que o sistema estava operando em malha fechada. Assim, o acoplamento não linear entre os canais é percebido como uma perturbação na saída do *pitch*, que é compensada pelo controlador, e o efeito observado na simulação é a resposta do sistema real à perturbação.

Com o modelo obtido a partir dos sinais de velocidade angular, o resultado da simulação ficou muito mais próximo aos dados medidos, como observado na figura 10.

Figura 10 - Comparação entre dados do ensaio em azul e resultados da simulação em vermelho, para a velocidade angular no eixo longitudinal (em cima) e no eixo transversal (embaixo)

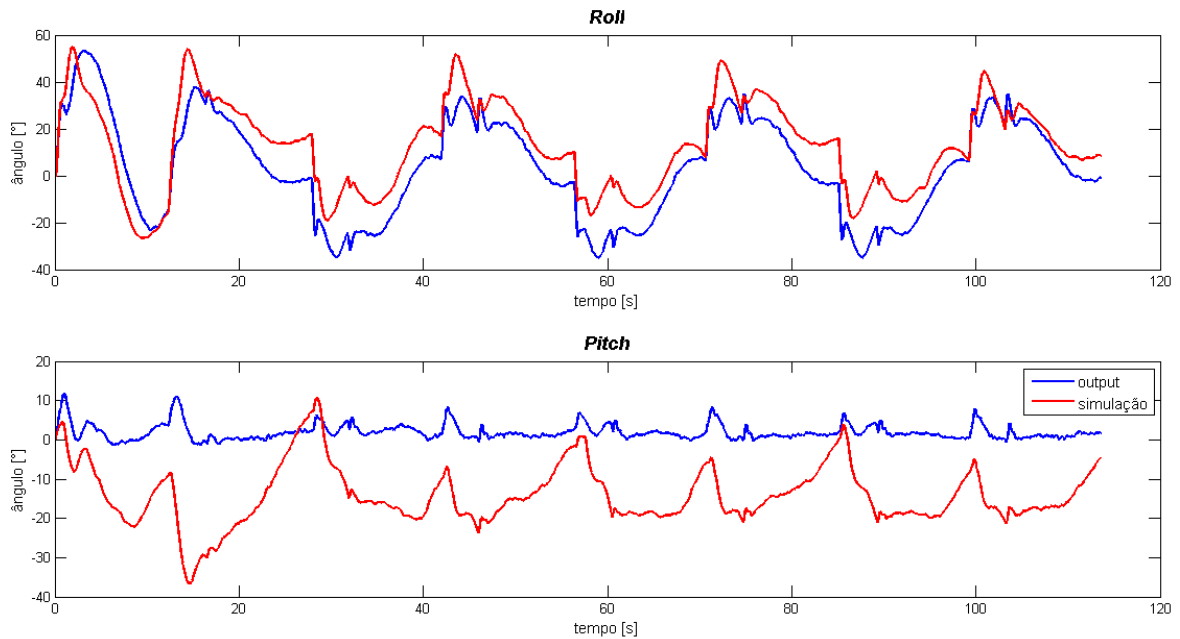


Fonte: Elaborada pelo autor

Como as saídas deste modelo se encontram no referencial do corpo, não sofrendo a transformação de referencial, o modelo linear reflete muito melhor a dinâmica da aeronave, o que indica que esta é a principal causa da não-linearidade do sistema.

Aplicando-se a transformação descrita na equação 2 à saída deste modelo, e então integrando, obtêm-se os sinais mostrados na figura 11. Com este modelo, o comportamento dinâmico das duas variáveis de saída representa bem a planta real, embora ainda apareçam efeitos não-lineares, principalmente no modelo do *pitch*.

Figura 11 - Em vermelho são mostrados as saídas da simulação, após a transformação de referencial e a integração, comparados com dados do ensaio em azul, para o ângulo de *roll* (em cima) e de *pitch* (embaixo)



Fonte: Elaborada pelo autor

Observam-se *offsets* nos sinais simulados, causados pelo integrador existente no modelo, que acumula os erros de modelagem e ruídos. Este tipo de erro também ocorre na conversão dos sinais de sensores inerciais para dados de orientação da aeronave, causados pela integração do erro. Para corrigir isto, o sistema de autopiloto utiliza sensores de referência de localização espacial, no caso bússolas e GPS. Note a escala de tempo do gráfico, lembrando que a taxa de amostragem das bússolas utilizadas é de 10 Hz. Portanto, é esperado que este erro apareça também na simulação, que não possui referências para a orientação.

Alguns modelos encontrados encontram-se na tabela 2 e 3. Para facilitar a leitura, são apresentados apenas os modelos obtidos para o segundo ensaio. O número do nome representa o ensaio utilizado, enquanto um asterisco representa que foi utilizada a transformação de referencial.

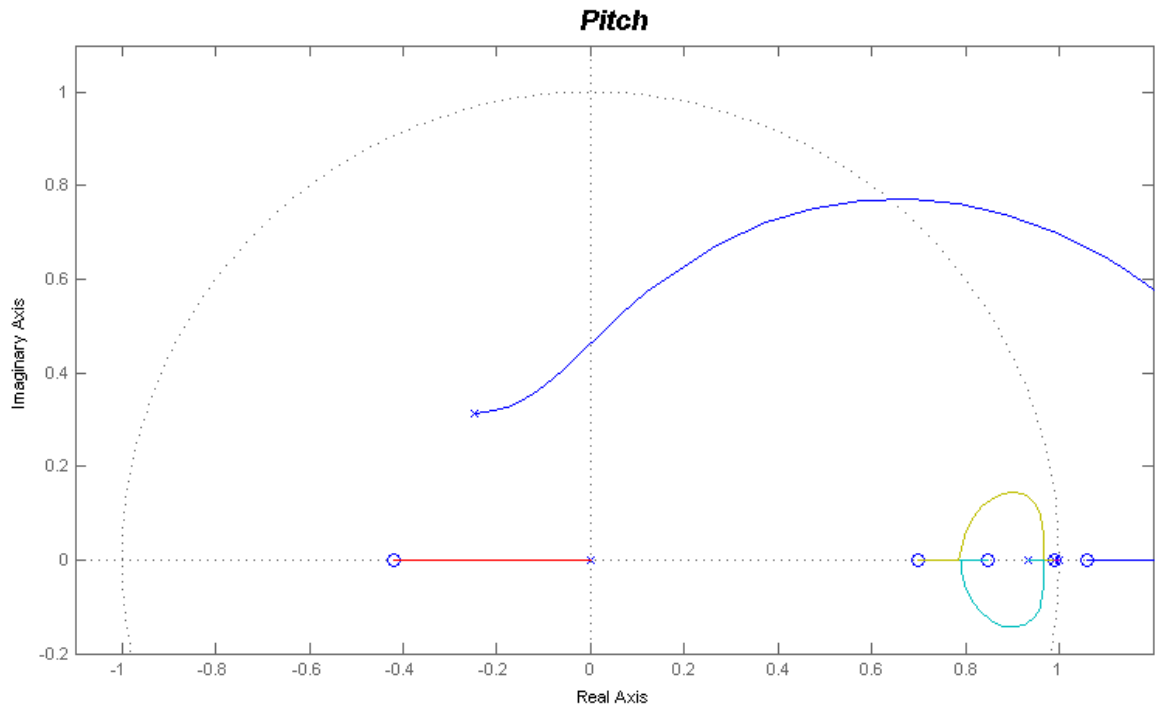
Tabela 2 - Funções de transferência identificadas para a saída 1

Nome	G11(z)	G12(z)
M2	$\frac{-1.49e-3(z-3.56)(z+1.77)(z-0.76)}{(z-0.997)(z-0.921)(z^2+0.402z+0.0783)}$	$\frac{1.96e-2(z+0.708)(z^2-1.95z+0.957)}{(z-0.996)(z-0.956)(z^2+0.372z+0.0556)}$
M2*	$\frac{8.58e-5(z+1)(z+17.6)(z+1.92)(z-0.982)}{(z-1)(z^2-1.83z+0.845)(z^2+0.024z+0.13)}$	$\frac{-3.63e-3(z+1)(z+0.435)(z^2-2.05z+1.06)}{(z-1)(z^2-1.83z+0.852)(z^2-0.218z+0.123)}$

Tabela 3 - Funções de transferência identificadas para a saída 2

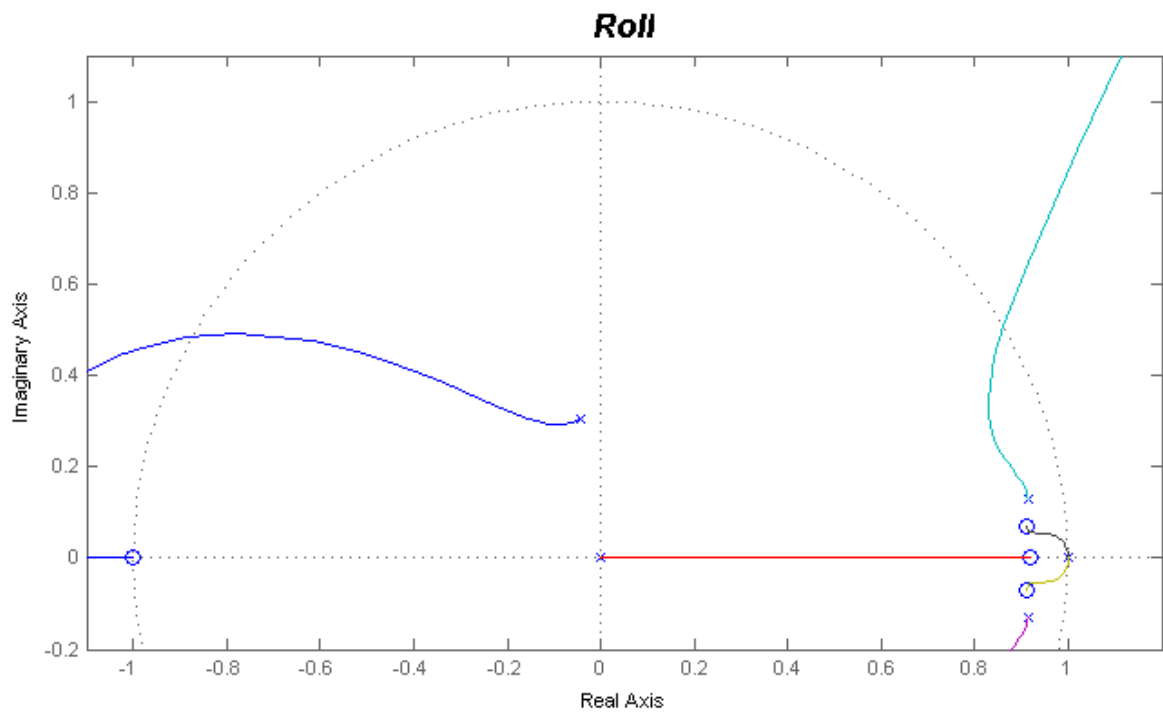
Nome	G22(z)	G21(z)
M2	$\frac{1.19e-2(z-0.971)(z^2-2.59z+2.80)}{(z+0.766)(z-0.509)(z^2-1.96z+0.956)}$	$\frac{1.24e-4(z-0.838)(z^2+0.792z+4.87)}{(z+0.763)(z-0.503)(z^2-1.93z+0.932)}$
M2*	$\frac{3.11e-4(z+1)(z+12.9)(z+1.54)(z-0.970)}{(z-1)(z-0.929)(z-0.820)(z+0.426)(z+0.112)}$	$\frac{-7.52e-5(z-2.64)(z-0.950)(z+1)(z+0.860)}{(z+0.553)(z-0.719)(z-0.975)(z-1)(z-0.159)}$

Figura 13 - Lugar Geométrico das Raízes para o *pitch* de C1

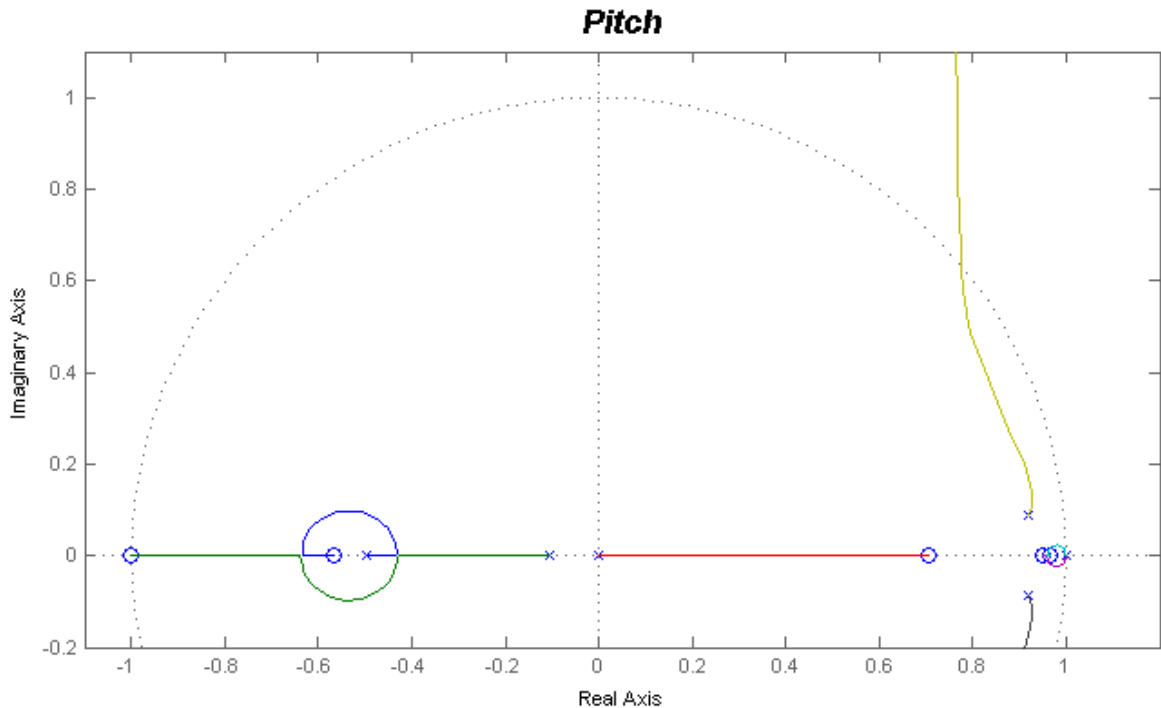


Fonte: Elaborada pelo autor

Figura 14 - Lugar Geométrico das Raízes para o *roll* de C2



Fonte: Elaborada pelo autor

Figura 15 - Lugar Geométrico das Raízes para o *pitch* de C2

Fonte: Elaborada pelo autor

Os parâmetros destes controladores são mostrados na tabela 4 (C1 e C2).

5.2 PROJETO POR VRFT

Para obter-se um controlador multivariável de duas entradas e duas saídas utilizou-se o método VRFT MIMO, a partir dos dados obtidos nos ensaios. Para lidar com o ruído existente nos dados foi adotado o método de variáveis instrumentais, obtidas através de simulação com o modelo identificado.

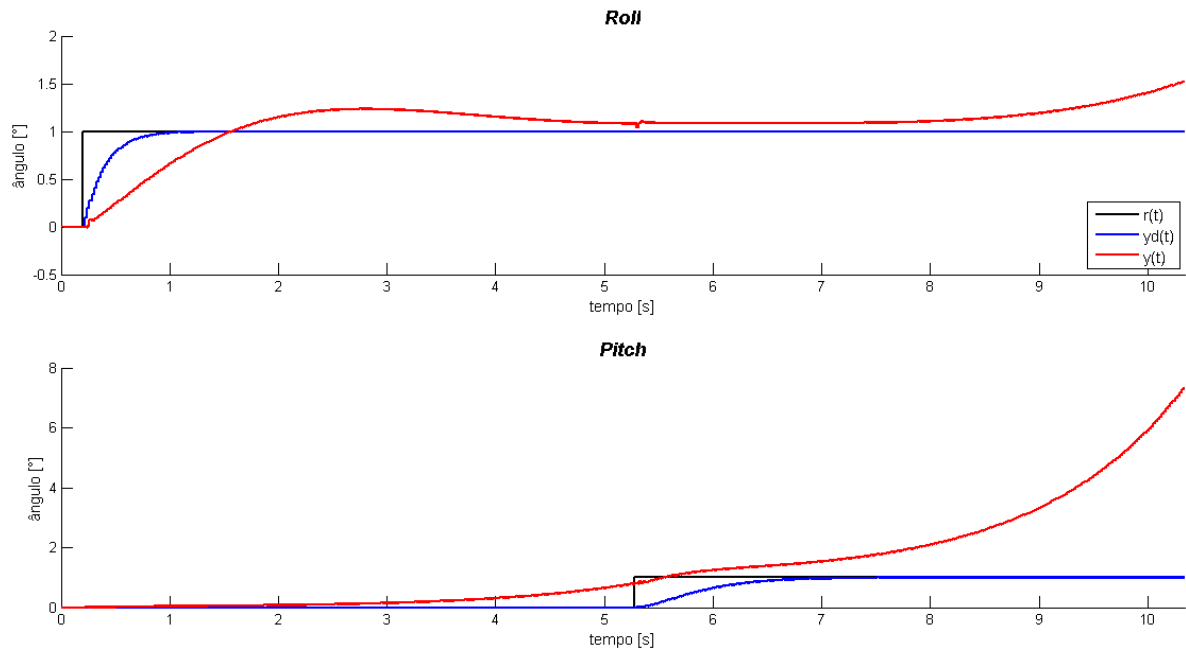
Através de simulações, verificou-se um tempo de acomodação em malha aberta de aproximadamente 1 segundo para o *roll* e de 2 segundos para o *pitch*. O modelo de referência foi escolhido de forma a ter aproximadamente os mesmos tempos de acomodação da planta em malha aberta, e sofreu um refinamento manual para ficar mais parecido com o atingido pelo método do VRFT. O modelo que foi utilizado é mostrado na equação 17. Como deseja-se minimizar o acoplamento entre as duas variáveis, os componentes fora da diagonal principal são nulos.

$$Td = \begin{bmatrix} \frac{0.1}{z-0.9} & 0 \\ 0 & \frac{0.0036z}{(z-0.94)^2} \end{bmatrix} \quad (17)$$

Como classe para os controladores projetados, foram utilizados controladores PID na diagonal principal, e proporcionais na diagonal secundária. A planta já possui polos em $z=1$, portanto segue a referência sem necessitar de ação integral no controlador. Porém, os termos integrais são necessários para que o sistema em malha fechada rejeite perturbações. Para os termos cruzados, verificou-se que controladores proporcionais são suficientes para minimizar o acoplamento entre as variáveis. Também foram utilizadas variações de classe, encontrando-se controladores alternativos a fim de comparar os resultados.

Ao aplicar-se a metodologia apresentada de projeto por VRFT os resultados não foram satisfatórios, como mostrado na figura 16. As saídas na simulação do sistema em malha fechada se tornaram instáveis. Não se sabe a causa da instabilidade, mas é provável que seja um efeito direto ou indireto da não-linearidade do sistema. Algumas possibilidades levantadas são: modelo inadequado, usado tanto para a simulação quanto para a obtenção das variáveis instrumentais; dados obtidos a partir de ensaio em malha fechada; ruído nos dados; divergência numérica na implementação do método; e não-linearidades do sistema diretamente invalidando os pressupostos do método VRFT. Em relação à última hipótese, o método utilizado foi desenvolvido em um contexto de sistemas lineares, e não necessariamente é válido com sistemas não-lineares. Em Campi (2005), é apresentada uma extensão do método para lidar com sistemas não-lineares, que porém não pôde ser aplicada neste trabalho devido a limitações de tempo.

Figura 16 - Simulação em malha fechada, com controlador obtidos a partir dos dados de entrada e saída da planta

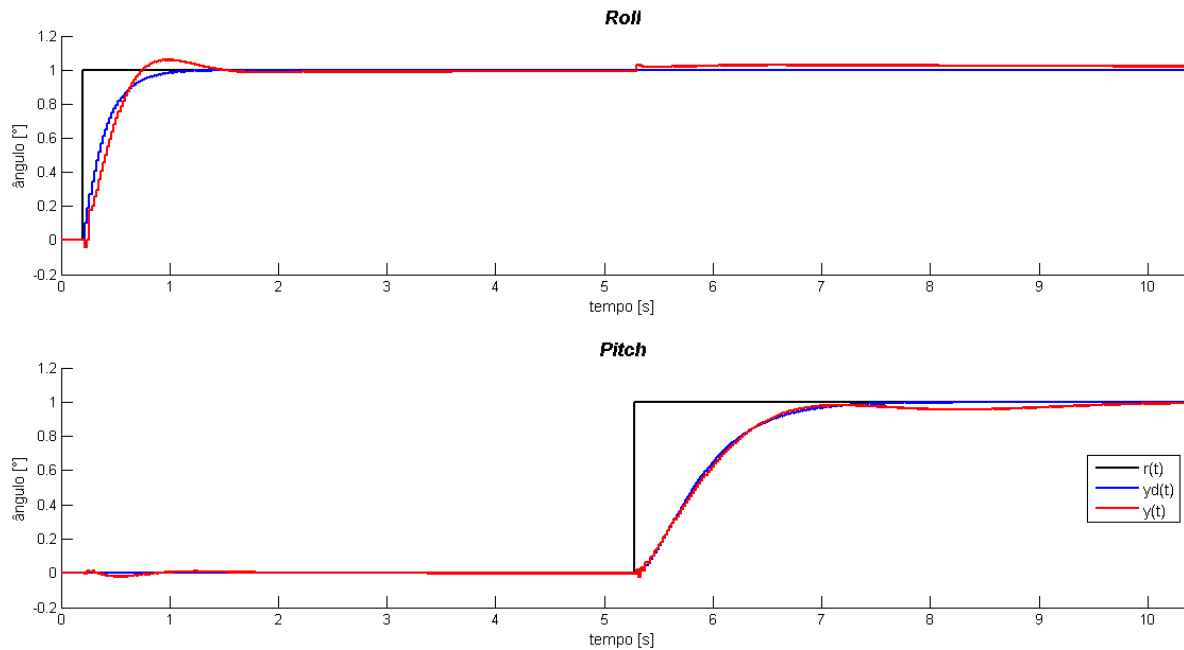


Fonte: Elaborada pelo autor

A alternativa encontrada para contornar este problema foi abandonar a idéia de VRFT como um método *direto*, e utilizar o modelo identificado da planta como etapa do projeto do controlador. Assim, o VRFT foi utilizado como método indireto, funcionando a partir de um modelo linearizado da planta e da especificação do modelo de referência em malha fechada.

Para isto, os modelos identificados no capítulo 4 foram utilizados para simular a saída da planta em resposta aos dados de entrada medidos durante o ensaio. Com esta abordagem, as não-linearidades do sistema se tornam transparentes para o projeto do controlador, não afetando a convergência do método. Assim, conseguiu-se projetar um controlador que obteve bom desempenho na simulação do sistema em malha fechada, conforme mostrado na figura 17.

Figura 17 - Simulação da resposta do sistema em malha fechada utilizando controlador projetado de forma alternativa



Fonte: Elaborada pelo autor

Na tabela 4 são listados os controladores projetados. O código mostrado na coluna “descrição” representa o método usado para projeto (LGR ou VRFT), classe de controlador na diagonal principal (todos usaram PID), classe de controlador na diagonal secundária (proporcional ou 0, nulo), e modelo usado (códigos da tabela 2). Estão na tabela apenas os controladores que convergiram para uma solução estável.

Tabela 4 - Especificação dos ganhos K_p , K_i , e K_d dos controladores PID projetados

Nome	Descrição	$K_{p_{roll}}$	$K_{i_{roll}}$	$K_{d_{roll}}$	$K_{p_{R>P}}$	$K_{p_{P>R}}$	$K_{p_{pitch}}$	$K_{i_{pitch}}$	$K_{d_{pitch}}$
C1	LGR,PID,0,1	5.5944	11.640	0.0035	0	0	3.6480	1.8000	0.1663
C2	LGR,PID,0,1*	5.1975	21.937	0.5623	0	0	4.7233	11.037	0.2011
C3	VRFT,PID,P,1s	6.3493	1.1848	0.0096	-1.2285	0.0568	4.2224	1.8821	0.0920
C4	VRFT,PID,P,2s	4.8071	0.4912	0.2887	-0.7079	0.0278	1.0740	2.7245	0.0117
C5	VRFT,PID,0,1s	6.3354	1.1833	0.0093	0	0	4.3441	1.9362	0.1056
C6	VRFT,PID,0,2s	4.8159	0.4898	0.2866	0	0	1.0504	2.7288	0.0211
C7	VRFT,PID,0,1	6.0194	1.1177	0.0179	0	0	4.5965	-2.2891	0.1251
C8	VRFT,PID,0,2	36.571	261.36	0	0	0	2.0929	0.4397	-0.5801

Para projetar C7 e C8, foi utilizado o VRFT diretamente com os dados dos

ensaios 1 e 2, e percebe-se a discrepância entre estes controladores e os demais.

5.3 SIMULAÇÃO

Para simular os controladores projetados foi utilizado apenas um modelo da planta, para fim de facilitar a comparação dos resultados. Adotou-se o modelo M3*, e a simulação foi feita em malha fechada usando os controladores de C1 a C8. Como métrica foi utilizado somatório do erro quadrático entre a referência e a saída, normalizado pelo número de amostras considerado. Os desempenhos se encontram na tabela 5.

Tabela 5 - Desempenho dos controladores na simulação

Nome	Erro roll	Erro pitch	Erro roll + erro pitch
C1	1.448	0.6829	2.131
C2	1.421	0.8076	2.228
C3	0.9920	0.7776	1.770
C4	0.8826	1.257	2.140
C5	1.159	0.7368	1.896
C6	1.111	1.007	2.118
C7	1.287	2.093	3.380
C8	1.455	2.265	3.720

5.4 IMPLEMENTAÇÃO

Após o projeto e simulação dos diversos controladores, foi realizada a implementação dos mesmos no código do *firmware* ArduPlane. Para isto, foi criado um novo modo de voo, selecionável pelo transmissor de rádio, com o objetivo de alternar durante o voo o controlador utilizado. Isto foi feito para que os momentos mais críticos, como a decolagem e o pouso, fossem realizados utilizando o controlador padrão, já testado, e para se ter uma forma de recuperar o controle da aeronave caso o controlador sendo testado não tenha um desempenho satisfatório.

As alterações realizadas no código podem ser resumidas em 5 partes: definição de um novo modo de voo; alteração de todas as rotinas envolvidas na seleção e

alteração do modo de vôo; o algoritmo interno do controlador; e a criação de uma função que define a relação entre os sinais e subsistemas envolvidos.

O código já existente para o modo *fly-by-wire_A* foi usado como base para o código desenvolvido, usando-se a mesma estrutura de funções e, quando possível, as mesmas variáveis. Desta forma a parte de leitura dos sinais de referência foi mantida a mesma, seja controlado manualmente por rádio ou determinado automaticamente para o seguimento de trajetória, assim como as ações tomadas em caso de situações adversas, como a perda de sinal de rádio ou de GPS.

O modo *fly-by-wire_A* possui controladores independentes para o *roll* e para o *pitch*, e era desejado se manter esta estrutura para ser possível se utilizar a mesma rotina de gravação de dados no *log* de vôo, mantendo os sinais coerentes na alteração de modo, apesar de desejar-se implementar um controlador MIMO. Portanto, conforme mostrado na figura 1, foram utilizadas duas funções separadas, uma que recebe o sinal de erro no *roll* (e_1) e a outra recebe o erro no *pitch* (e_2). Cada uma destas funções possui duas saídas, chamadas de u_{1R} e u_{2R} relativos ao erro no *roll*, e u_{1P} e u_{2P} relativos ao erro no *pitch*. Então são somados os sinais u_{1R} com u_{1P} e u_{2R} com u_{2P} , obtendo-se os sinais δ_a e δ_e , as duas saídas do controlador MIMO. Esta estrutura só foi possível graças ao formato das matrizes utilizadas para os controladores, com os coeficientes b_{12} , b_{22} , b_{31} e b_{41} iguais a zero. Portanto, os estados x_1 e x_2 só dependem da entrada e_1 , e os estados x_3 e x_4 só dependem da entrada e_2 .

Figura 1: diagrama de blocos do controlador (fazer figura)

Como benefício de usar a mesma estrutura do controlador original, as variáveis do componente integral do mesmo foram usados para os estados x_2 e x_4 . Desta forma, é garantido que não haverá uma mudança no sinal de controle quando for alternado entre os dois controladores, estando o sistema em regime permanente.

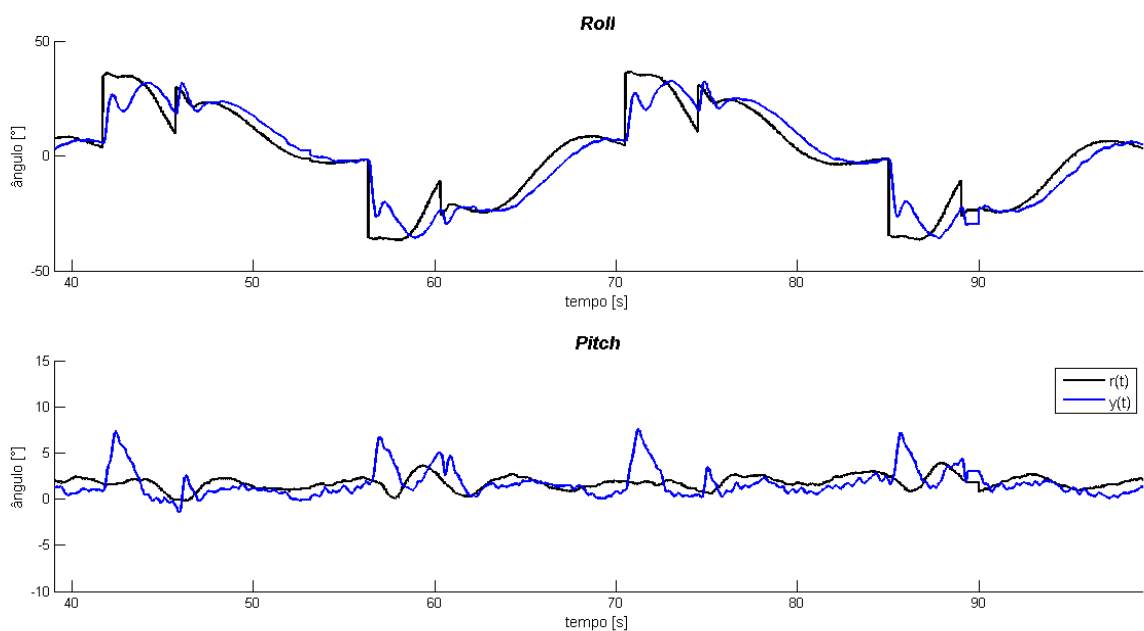
6 VALIDAÇÃO EXPERIMENTAL

Para validar o procedimento adotado e comparar o desempenho dos diferentes controladores projetados, foram conduzidos três vôos experimentais com o sistema de autopiloto modificado. Por limitações de tempo e por problemas que serão apresentados a seguir, não foi possível testar na prática todos os controladores projetados.

6.1 RESULTADOS

Foram testados os controladores C3, C4, e C6. A figura 18 mostra o desempenho do controlador padrão para efeito de comparação, com o gráfico dos sinais de referência e de saída, separados para o *roll* e o *pitch*. As figuras 19 a 21 mostram o desempenho dos controladores C3, C4, e C6 respectivamente.

Figura 18 - Desempenho com controlador padrão



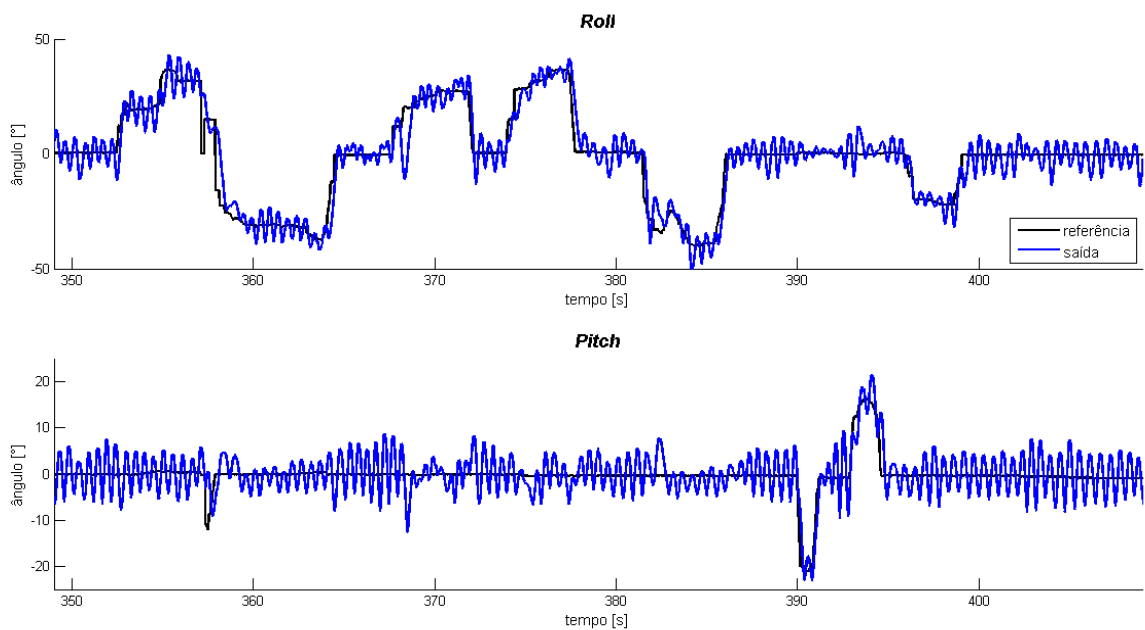
Fonte: Elaborada pelo autor

Cada vôo permitiu o teste de um controlador diferente, já que a alteração requeria a troca de *firmware* do autopiloto, exigindo que o sistema estivesse em solo. Para cada vôo, foi feita a decolagem com o controlador padrão e em seguida a troca no modo de vôo, passando a usar o controlador em teste. Apenas no teste do

controlador C4 foi possível testar o sistema em vôo autônomo, nos outros dois testes os sinais de referência foram controlados manualmente.

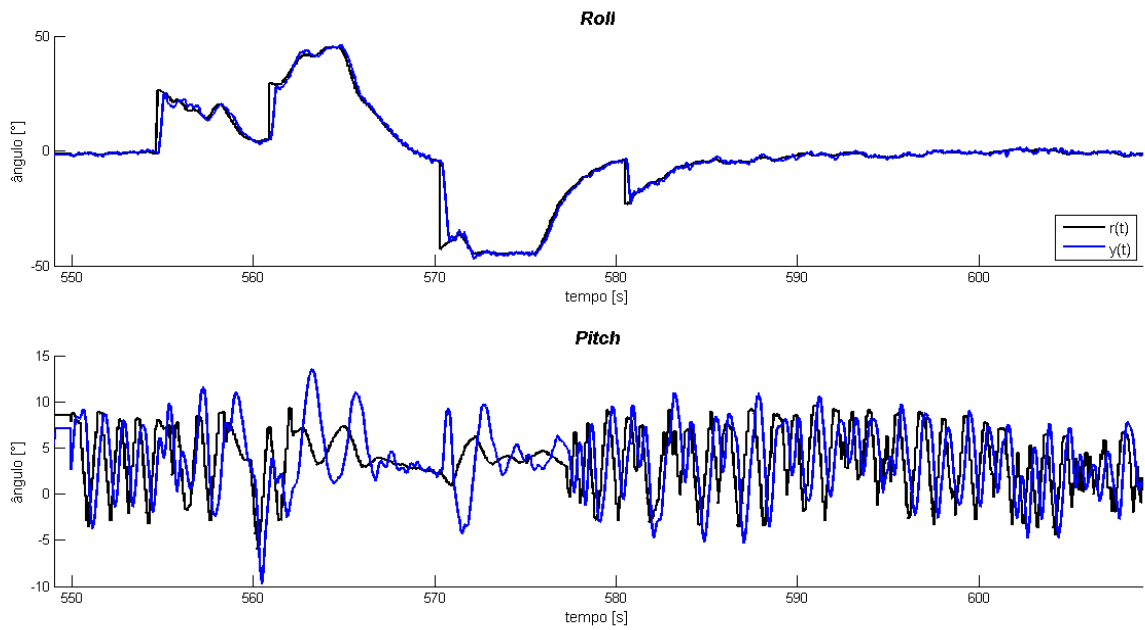
Percebe-se que com o controlador C3, ambas as saídas apresentaram oscilações rápidas, apesar de seguirem corretamente as referências. Usando a transformada rápida de Fourier (FFT), a frequência das oscilações foi medida em aproximadamente 1,9 Hz.

Figura 19 - Desempenho com controlador C3



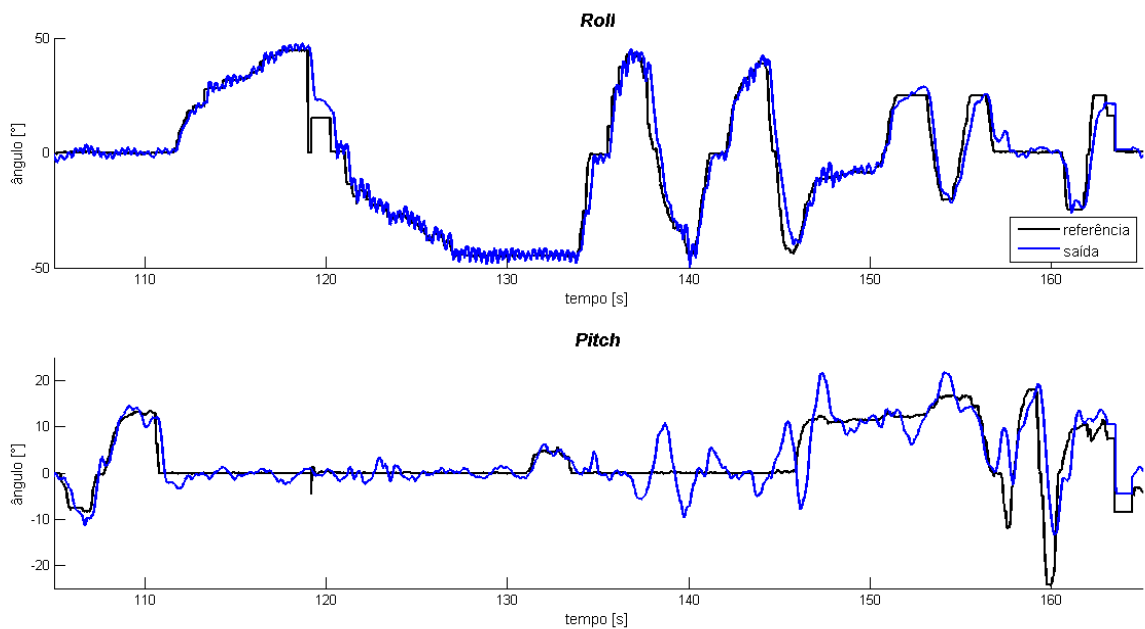
Fonte: Elaborada pelo autor

Figura 20 - Desempenho com controlador C4



Fonte: Elaborada pelo autor

Figura 21 - Desempenho com controlador C6



Fonte: Elaborada pelo autor

Com o controlador C4 também houveram oscilações, desta vez apenas no *pitch*. Mas não são devidas ao controlador já que também aparecem no sinal de referência, portanto estas oscilações são devidas ao sistema de controle de altitude e

velocidade, o TECS, inativo durante os testes radiocontrolados.

Como métrica de desempenho do sistema, foi utilizado o somatório do erro quadrático entre a referência e a saída, normalizado pelo número de amostras considerado. A comparação entre os diferentes controladores é mostrada na tabela 6. Percebe-se que, em relação ao controlador original, o desempenho para o *roll* melhorou em todos os controladores projetados, enquanto o desempenho para o *pitch* piorou. No combinado entre os dois sinais, o controlador que obteve o melhor desempenho foi o C6.

Tabela 6 - Métrica de desempenho dos controladores testados

Controlador	Erro roll	Erro pitch	Erro roll + erro pitch
C_p	70.80	3.77	74.57
C3	38.46	13.77	52.23
C4	14.48	17.45	31.93
C6	20.94	7.54	28.47

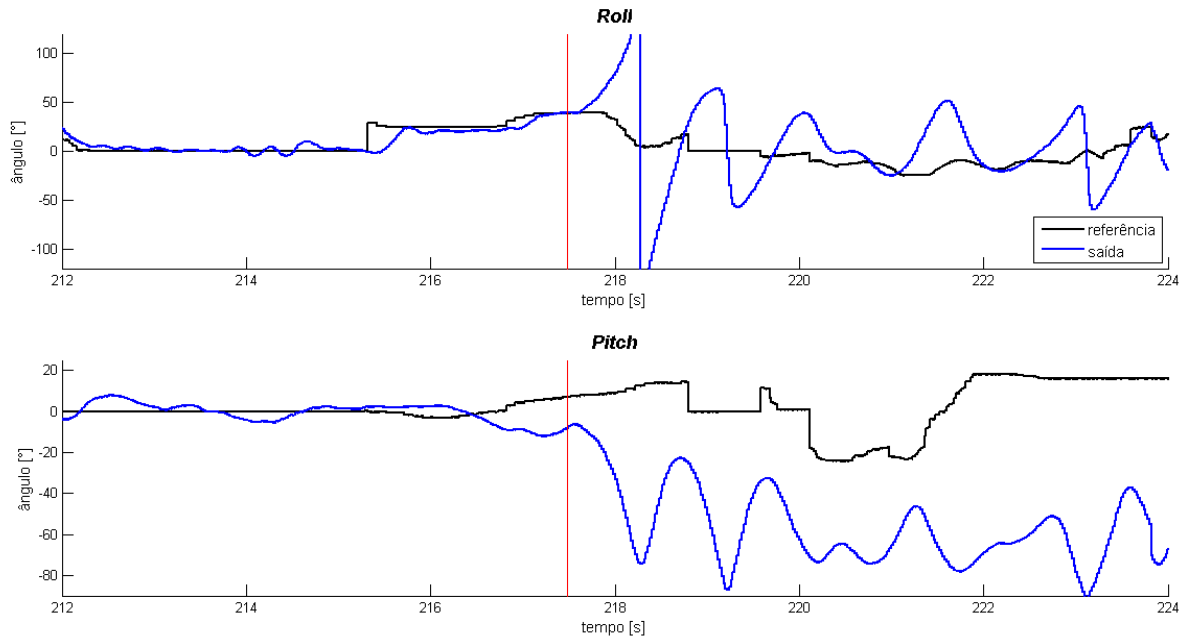
Acredita-se que a piora no desempenho do controle pitch seja devido aos controladores implementados serem puramente lineares, enquanto que o controlador original apresenta alguma forma de compensação não linear do acoplamento entre os canais. Ainda que esta compensação não seja suficiente, como ainda podem ser observados picos na resposta do *pitch* a uma variação na referência do *roll* na figura 17, esta abordagem deve ser abordada como uma possibilidade viável na continuação deste trabalho.

6.2 EXTRAPOLAÇÃO DOS LIMITES DE LINEARIDADE

Durante os vôos de teste 1 e 3, a natureza não-linear do sistema foi duramente observada, causando duas quedas do avião. Conforme é mostrado na figura 22, após iniciada uma curva para a direita, o sistema subitamente tornou-se instável, descontroladamente aumentando o *roll* e baixando o *pitch*, num mergulho espiral irrecuperável. Mesmo a troca do modo de vôo para o controlador original não salvou a queda. O provável motivo para estes eventos foi a perda de sustentação das asas,

causada pelo excessivo ângulo de ataque.

Figura 22 - Resposta do sistema à perda de sustentação durante a curva. O início da perda de controle é marcado por uma barra vermelha



Fonte: Elaborada pelo autor

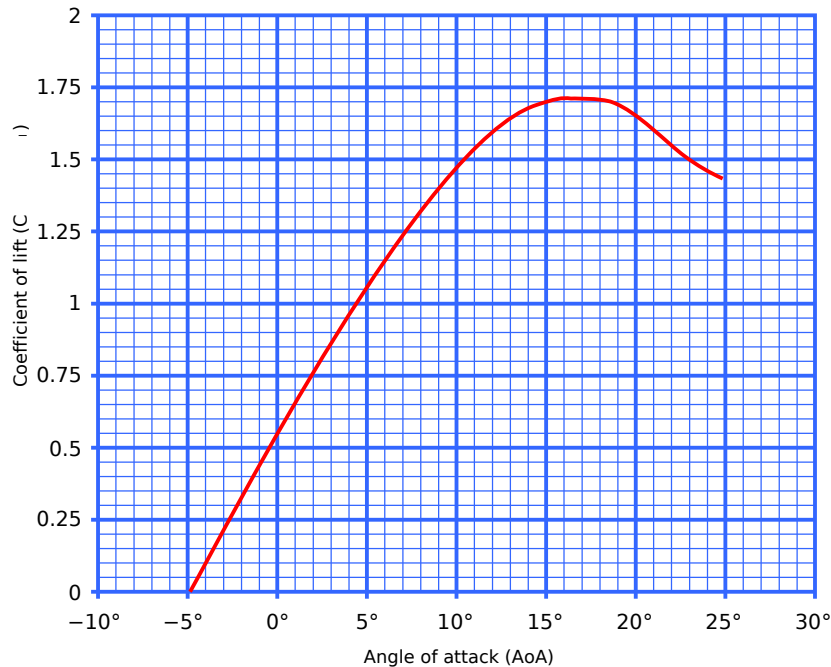
Um fator que até então não havia sido considerado é o fator de carga, que é definido como a razão entre a força de sustentação do avião e seu peso, e representado pelo símbolo n . Quando ele é unitário a força de sustentação se iguala ao peso, e o avião pode voar a altitude constante. Entretanto para a realização de curvas sem perda de altitude é necessário um fator de carga maior que 1.

A velocidade mínima de um avião é normalmente definida para um fator de carga unitário, de forma que representa a menor velocidade na qual é possível manter um voo nivelado e estável. Como demonstra a equação da força de sustentação, o máximo fator de carga depende quadraticamente da velocidade em relação ao fluxo de ar. Quando tenta-se obter um fator de carga maior do que o máximo para determinada velocidade, através do aumento no ângulo de ataque, ocorre a separação entre o fluxo de ar e a superfície superior da asa, acarretando na perda de sustentação.

A figura 23 mostra a relação aproximadamente linear entre o coeficiente de sustentação e o ângulo de ataque, até um ângulo crítico de aproximadamente 17°

(varia para diferentes perfis de aerofólios). A partir do ângulo crítico, o aumento do ângulo de ataque leva a uma drástica redução no coeficiente de sustentação.

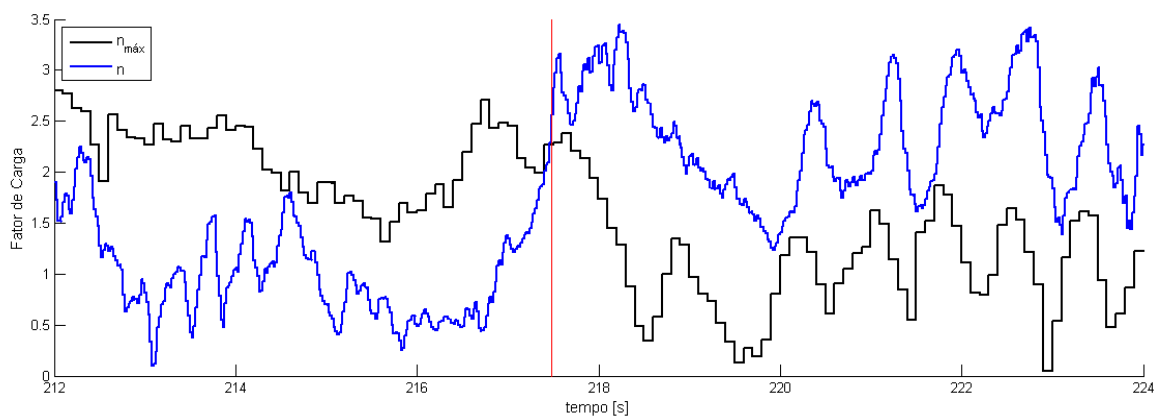
Figura 23 - Exemplo da relação entre coeficiente de sustentação e ângulo de ataque em um aerofólio



Fonte: Botag. https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Lift_curve.svg

Como os *elevons* encontram-se na parte traseira das asas, estes também sofrem perda de sustentação, levando à perda de controle da aeronave. Nesta situação, as superfícies de controle perdem a efetividade e o avião deixa de responder aos comandos do controlador.

Figura 24 - Comparação entre o fator de carga e o máximo calculado a partir da velocidade. O início da perda de controle é marcado por uma barra vermelha



Fonte: Elaborada pelo autor

No caso da perda de sustentação durante uma curva, a asa que se encontra abaixada está no lado interno da curva, e portanto possui menor velocidade. Com isto, a perda de sustentação ocorre de forma assimétrica, forçando um aumento no *roll* e instabilizando o avião. Foi exatamente este o efeito observado nos dois eventos que levaram às quedas do avião. A figura 24 mostra o momento em que o fator de carga ultrapassa o valor máximo calculado.

Se o sistema de controle de voo monitorasse o fator de carga durante o voo e detectasse a possibilidade de perda de sustentação, poderia diminuir a atuação dos *elevons* antes que o fator de carga máximo fosse ultrapassado, prevenindo a instabilidade causada pela perda de sustentação.

7 CONCLUSÃO

Neste trabalho, foi desenvolvido com sucesso um sistema de controle de vôo para os ângulos de um VANT, como alternativa ao sistema padrão do *firmware* utilizado ArduPlane. O modelo teórico foi utilizado como base para a identificação da planta, e a partir desta o restante do trabalho se desenvolveu. O projeto dos controladores, a simulação do sistema e a validação experimental foram todos completados de forma satisfatória. As especificações de projeto de possibilitar a implementação de controladores personalizados como um novo modo de vôo, de manter todas as outras funcionalidades do sistema de autopiloto, da possibilidade de troca suave entre os controladores durante o vôo, e da gravação de dados de desempenho de ambos os controladores foram cumpridas.

Na área da identificação do sistema, sugere-se para trabalhos futuros a utilização de algum método que permita a identificação dos parâmetros aerodinâmicos do modelo teórico através de dados obtidos em vôo, sem a necessidade de experiências em túnel de vento. Isto levará a uma mais fiel simulação do sistema, permitindo o uso de métodos mais complexos de projeto de controlador e uma melhor qualidade na validação dos mesmos.

Entre os controladores projetados, todos apresentaram melhoras no desempenho do *roll*, com menor tempo de acomodação e melhor seguimento da referência, porém também apresentaram pioras no desempenho do *pitch*, com maior acoplamento entre *roll* e *pitch*.

De forma a amenizar o acoplamento entre os dois canais, sugere-se para trabalhos futuros a implementação de uma compensação não linear, de forma análoga à usada no controlador do *pitch* do ArduPlane, ou na forma de um controlador *feed-forward* que compense a parte não linear da dinâmica da planta, e que seja somado diretamente à saída do controlador linear realimentado.

Foi rejeitada a hipótese inicial de que uma melhoria no desempenho do sistema de controle projetado e implementado por uma aproximação linear seria

capaz de prevenir episódios de instabilidade do avião. Como tais eventos aconteceram em 2 de 3 testes experimentais, a taxa de falhas apresentou significativa deterioração com o sistema implementado.

Porém, o acontecimento destas falhas e a decorrente análise dos dados de vôo, levou à criação de uma hipótese capaz de explicar as causas da perda de controle, e de um possível método para evitar novos acidentes. O método proposto consiste em adicionar uma nova variável ao controle do *pitch*: a diferença entre o fator de carga máximo e o fator de carga, aqui denominada como *margem de carga*. O sinal de saída do controlador poderia ser multiplicado por uma função não-linear da margem de carga, de forma que quando a margem de carga for alta esta multiplicação não afete a saída, mas que conforme se aproxime de zero a saída seja reduzida de forma apropriada. Esta é a talvez a principal prioridade para implementação e teste em trabalhos futuros, pois tem a possibilidade de evitar acidente graves com VANTs de asa fixa.

Com as modificações desenvolvidas neste projeto, e com a identificação de prioridades a serem tomadas para trabalhos futuros, espera-se contribuir com um aumento na robustez de VANTs, e para a ampliação de aplicações comerciais desta tecnologia no mercado.

REFERÊNCIAS

ALIYU, B.K.; PETINRIN, A.A.; ADEWUMI, J.A.: *PID Control Design of Sideslip Angle for a Fixed-Wing Mini-UAV*. Advances in Research, Vol. 6, Issue 3. 2015.

ArduPilot Dev Team: *ArduPlane User Manual*. Disponível em: <<http://ardupilot.org/plane/index.html>> Acesso em: 30 dezembro 2016.

ÅSTRÖM, K.J; WITTENMARK, B.: *Computer Controlled Systems: theory and design*. 3rd ed. Prentice Hall, 1997.

BARTON, Jeffrey D.: *Fundamentals of Small Unmanned Aircraft Flight*. Johns Hopkins Apl. Technical Digest, Volume 31, Number 2. 2012

BAZANELLA, Alexandre Sanfelice, SILVA JR., João Manoel Gomes: *Sistemas de Controle: princípios e métodos de projeto*. Porto Alegre. UFRGS. 2005.

BEHNCK, Lucas Pluceno: *Controle de Missão de Voo de Veículo Aéreo Não-Tripulado*. Universidade Federal do Rio Grande do Sul. 2014.

BRYAN, G.H.: *Stability in Aviation: An Antroduction to Dynamical Stability as applied to the Motions of Aeroplanes*. Macmillan. 1911.

CAMPESTRINI, L. *et al*: *Virtual Reference Feedback Tuning for non-minimum phase plants*. Automatica 47. 2011.

CAMPESTRINI, L. *et al*: *Unbiased MIMO VRFT with application to process control*. Journal of Process Control. 2016.

CAMPI, Marco C.; LECCHINI, A.; SAVARESI, Sergio M.: *Virtual reference feedback tuning: a direct method for the design of feedback controllers*. Automatica 38. 2002.

CAMPI, Marco C.; LECCHINI, A.; SAVARESI, Sergio M.: *An Application of the Virtual Reference Feedback Tuning Method to a Benchmark Problem*. European Journal of Control 9. 2003.

CAMPI, Marco C.; SAVARESI, Sergio M.: *Virtual Reference Feedback Tuning for non-*

linear systems. Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, and the European Control Conference 2005. Seville, Spain. December, 2005.

CHAO, Haiyang; CAO, Yongcan; CHEN, YangQuan: *Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles: A Survey*. Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Harbin. 2007.

CHÍA, Lydia Andrea González: *Aplicação do Método de Controle VRFT para Sistema Multivariáveis*. Universidade Federal do Rio Grande do Sul. 2015.

HØSTMARK, Jon Bernhard: *Modelling Simulation and Control of Fixed-wing UAV: CyberSwan*. Norwegian University of Science and Technology. 2007.

KADA, B.; GHAZZAWI, Y.: *Robust PID Design for an UAV Flight Control System*. Proceedings of the World Congress on Engineering and Computer Science 2011 Vol II. San Francisco. 2011.

MARQUÉS, Pascual: *Flight Stability and Control of Tailless Lambda Unmanned Aircraft*. International Journal of Unmanned Systems Engineering, Vol. 1, No. S2. 2013.

NIÑO, Jorge *et al.* *Model Identification of a Micro Air Vehicle*. Journal of Bionic Engineering 4. 2007.

PARK, Sanghyuk; DEYST, John; HOW, Jonathan P.: *A New Nonlinear Guidance Logic for Trajectory Tracking*. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. 2004.

REYNOLDS, C. W.: *Steering Behaviors For Autonomous Characters*. In: Proceedings of Game Developers Conference 1999 held in San Jose, California. Pages 763-782. Miller Freeman Game Group, San Francisco, California. 1999.