

UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
ESCOLA DE ENGENHARIA - CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA
TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

DESENVOLVIMENTO DE UMA FERRAMENTA DE SIMULAÇÃO DA DINÂMICA DE
AERONAVES DO TIPO VANT

por

Guilherme Missio Parizotto

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, dezembro de 2019

CIP - Catalogação na Publicação

Missio Parizotto, Guilherme
9/12/2019 / Guilherme Missio Parizotto. -- 2019.
29 f.
Orientador: Jakson Manfredini Vassoler.

Trabalho de conclusão de curso (Graduação) --
Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Escola de
Engenharia, Curso de Engenharia Mecânica, Porto
Alegre, BR-RS, 2019.

1. Dinâmica de voo. 2. AeroDesign. 3. Datcom. 4.
VANT. I. Manfredini Vassoler, Jakson, orient. II.
Título.

Elaborada pelo Sistema de Geração Automática de Ficha Catalográfica da UFRGS com os dados fornecidos pelo(a) autor(a).

Guilherme Missio Parizotto

DESENVOLVIMENTO DE UMA FERRAMENTA DE SIMULAÇÃO DE AERONAVE DO TIPO VANT

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE ENGENHEIRO MECÂNICO APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Mario Roland Sobczyk Sobrinho
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: Mecânica dos Sólidos

Orientador: Professor Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof./Prof^a. Professor Jakson Manfredini Vassoler

Prof./Prof^a. Ignácio Iturrioz

Prof./Prof^a. Rogério José Marczak

Porto Alegre, dezembro de 2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço de forma muito especial à minha família, em particular aos meus queridos pais, que sempre colocaram à minha disposição todos os recursos financeiros, intelectuais e afetivos necessários para o meu desenvolvimento. Certamente, não fosse a sua fervorosa crença na educação que vejo desde pequeno, jamais teria imaginado poder chegar onde cheguei.

À minha amada namorada Sama, obrigado por tudo o que vem me ensinando ao longo destes anos e pelo carinho e apoio que são tão importantes todos os dias. Conte sempre comigo.

Por fim, agradeço à Universidade Federal do Rio Grande do Sul e aos colegas da OTMZA Assessoria em Engenharia e da Pampa Aerodesign pela impagável oportunidade de estudar em uma das melhores instituições de ensino do país e por ter tido as oportunidades que estes grupos me proporcionaram.

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

Leonardo Da Vinci

Missio Parizotto, Guilherme. **Desenvolvimento De Uma Ferramenta De Simulação De Aeronave Do Tipo VANT**. 2019. 15 páginas. Monografia de Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica – Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2019.

RESUMO

O Aerodesign é uma competição de âmbito global que desafia anualmente estudantes de engenharia à desenvolver, construir e testar uma aeronave do tipo Veículo Aéreo não Tripulado (VANT). Para o projeto, é de grande importância ter previsões, mesmo que aproximadas, de como será o comportamento da aeronave quando esta for construída e testada em voo. Estas informações reduzem significativamente o custo do projeto e aumentam a sua agilidade na obtenção da melhor configuração da aeronave. Assim, neste trabalho, propõem-se desenvolver uma ferramenta capaz de simular a dinâmica de aeronaves VANT. Para isto, utilizou-se um modelo de seis graus de liberdade para uma aeronave de pequeno porte, com geometria e respostas conhecidas na literatura. Nesta metodologia, os coeficientes aerodinâmicos, de controle e estabilidade para a referida aeronave são calculados utilizando o software aeronáutico Digital Datcom. Para o cálculo das forças aerodinâmicas é empregado o Método Linear da Soma de Componentes. O modelo dinâmico é implementado no software Matlab Simulink, onde o sistema de equações é solucionado pelo método de Runge-Kutta. Para teste e verificação das respostas, o modelo implementado é então submetido à manobras com respostas conhecidas na literatura e os resultados dos parâmetros de interesse são analisados. Para estudar os parâmetros escolhidos, é realizada uma análise da sensibilidade da resposta do modelo com relação aos seus parâmetros de entrada para determinada manobra. Com esta estratégia foi possível verificar que esta ferramenta possui uma resposta condizente com a literatura. Também verificou-se que, para a dinâmica lateral, existe uma alta dependência da resposta com praticamente todos os parâmetros de entrada, enquanto que para a dinâmica longitudinal os coeficientes de arrasto, sustentação e momento são os mais significativos.

PALAVRAS-CHAVE: VANT, Dinâmica de voo, AeroDesign, Datcom.

Missio Parizotto, Guilherme. **Development of a UAV Aircraft Simulation Tool**. 2019. 15 pages. Mechanical Engineering End of Course Monography – Mechanical Engineering degree, The Federal University of Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2019.

ABSTRACT

The Aerodesign is a global competition that annually challenges engineering students to develop, build and test a Unmanned Aerial Vehicle (UAV) type aircraft. For the project, it is of great importance to have predictions, even if approximate, of how the aircraft will behave when it is built and tested in flight. This information significantly reduces the cost of the project and increases its agility in obtaining the best aircraft configuration. Thus, in this work, the development of a tool capable of simulating the dynamics of UAV aircraft is proposed. For this, a six degree of freedom model is used together with a small aircraft, with geometry and responses known in the literature. In this methodology, the aerodynamic, control and stability coefficients for this aircraft are calculated using the Digital Datcom aeronautical software. For the calculation of aerodynamic forces, the Linear Method of Sum of Components is employed. The dynamic model is implemented in the software Matlab Simulink, where the system of equations is solved by the Runge-Kutta method. For testing and verification of responses, the implemented model is then subjected to maneuvers with responses known in the literature and the results of the parameters of interest are analyzed. To study the chosen parameters, an analysis of the sensitivity of the model response with respect to its input parameters for a given maneuver is performed. With this strategy it was possible to verify that this tool has responses consistent with the literature. It was also found that for lateral dynamics, there is a high response dependence with practically all input parameters, while for longitudinal dynamics the drag, lift and momentum coefficients are the most significant.

KEYWORDS: UAV, Flight dynamics, AeroDesign, Datcom.

NOMENCLATURA

Coeficientes adimensionais

C_L	Coeficiente de sustentação	-
C_{L0}	Coeficiente de sustentação para ângulo de ataque nulo	-
$C_{L\delta_e}$	Coeficiente incremental de sustentação devido à deflexão do profundor	-
C_D	Coeficiente de arrasto	-
C_{D0}	Coeficiente de arrasto para ângulo de ataque nulo	-
$C_{D\delta_e}$	Coeficiente incremental de arrasto devido à deflexão do profundor	-
$C_{y\beta}$	Coeficiente incremental de força na direção Y' devido ao ângulo de deriva	-
C_m	Coeficiente de momento em torno do eixo Y'	-
C_{l_p}	Coeficiente de amortecimento do momento em torno do eixo X' devido à velocidade angular em X'	-
C_{l_r}	Coeficiente de amortecimento do momento em torno do eixo X' devido à velocidade angular em Z'	-
$C_{l\beta}$	Coeficiente incremental do momento em torno do eixo X' devido ao ângulo de deriva	-
$C_{l\delta_a}$	Coeficiente incremental do momento em torno do eixo X' devido à deflexão do aileron	-
C_{m_q}	Coeficiente de amortecimento do momento em torno do eixo Y' devido à velocidade angular em Y'	-
$C_{m\delta_e}$	Coeficiente incremental do momento em torno do eixo Y' devido à deflexão do profundor	-
C_{n_p}	Coeficiente de amortecimento do momento em torno do eixo Z' devido à velocidade angular em X'	-
C_{n_r}	Coeficiente de amortecimento do momento em torno do eixo Z' devido à velocidade angular em Z'	-
$C_{n\beta}$	Coeficiente incremental do momento em torno do eixo Z' devido ao ângulo de deriva	-
$C_{n\delta_a}$	Coeficiente incremental do momento em torno do eixo Z' devido à deflexão do aileron	-

Ângulos

α	Ângulo de ataque	[Graus]
β	Ângulo de deriva	[Graus]
θ	Ângulo de atitude em torno do eixo Y	[rad]
φ	Ângulo de atitude em torno do eixo X	[rad]
ψ	Ângulo de atitude em torno do eixo Z	[rad]

Forças e momentos

F_x	Força resultante na direção X	[N]
F_y	Força resultante na direção Y	[N]
F_z	Força resultante na direção Z	[N]
F_A	Força aerodinâmica	[N]
L	Força de sustentação	[N]

D	Força de arrasto	[N]
Th	Força de empuxo do motor	[N]
l	Momento em torno do eixo X'	[N.m]
M_X	Momento em torno do eixo X	[N.m]
M	Momento em torno do eixo Y'	[N.m]
M_Y	Momento em torno do eixo Y	[N.m]
n	Momento em torno do eixo Z'	[N.m]
M_Z	Momento em torno do eixo Z	[N.m]

Velocidades

U	Velocidade em X	[m/s]
V	Velocidade em Y	[m/s]
W	Velocidade em Z	[m/s]
p	Velocidade angular em torno do eixo X	[rad/s]
q	Velocidade angular em torno do eixo Y	[rad/s]
r	Velocidade angular em torno do eixo Z	[rad/s]
V_T	Módulo da velocidade da aeronave com relação ao vento	[m/s]

Massas e inércias

m	Massa da aeronave	[kg]
I_{xx}	Momento de inércia de massa em torno do eixo X'	[kg.m ²]
I_{yy}	Momento de inércia de massa em torno do eixo Y'	[kg.m ²]
I_{zz}	Momento de inércia de massa em torno do eixo Z'	[kg.m ²]
J_{xy}	Produto de inércia no plano $X'Y'$	[kg.m ²]
J_{xz}	Produto de inércia no plano $X'Z'$	[kg.m ²]
J_{yz}	Produto de inércia no plano $Y'Z'$	[kg.m ²]

Outros

δ_e	Ângulo de comando do profundor	[graus]
δ_a	Ângulo de comando do aileron	[graus]
H	Altitude da aeronave	[m]
ρ	Densidade do ar	[kg/m ³]
S	Área de referência da aeronave	[m ²]
\bar{c}	Corda média da asa	[m]
b	Semi envergadura da asa	[m]
J	Razão de avanço	-

SUMÁRIO

1.	INTRODUÇÃO.....	1
1.1.	MOTIVAÇÃO.....	1
1.2.	OBJETIVO.....	2
2.	DINÂMICA DE AERONAVES.....	2
1.1	EQUAÇÕES DO MOVIMENTO.....	3
2.1.	FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS	4
2.2.	FORÇAS E MOMENTOS DO CONJUNTO MOTOPROPULSOR.....	5
2.3.	REVISÃO DO ESTADO DA ARTE	5
3.	METODOLOGIA	6
3.1.	COEFICIENTES AERODINÂMICOS	7
3.2.	IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO DINÂMICO.....	7
3.2.1.	Bloco Controles	8
3.2.2.	Bloco Coeficientes Aerodinâmicos	8
3.2.3.	Bloco Forças e Momentos	9
3.2.4.	Bloco da equação do movimento	9
3.3.	TRIMAGEM	9
3.4.	CASOS DE ESTUDO	9
3.4.1.	Caso I – Verificação do modelo.....	9
3.4.2.	Caso II – Estudo de sensibilidade	9
4.	RESULTADOS	10
4.1.	COEFICIENTES AERODINÂMICOS	10
4.2.	CASO I – VERIFICAÇÃO DO MODELO.....	11
4.2.1.	Pulso duplo de profundor	11
4.2.2.	Pulso único de profundor	12
4.2.3.	Pulso único de aileron.....	13
4.3.	CASO II - ESTUDO DE SENSIBILIDADE	14
5.	CONCLUSÃO.....	15

1. INTRODUÇÃO

1.1. MOTIVAÇÃO

O SAE Aerodesign é um projeto de âmbito global que envolve milhares de universidades ao redor do mundo. Anualmente as equipes, formadas por estudantes de engenharia, são desafiadas a desenvolverem o projeto completo de um VANT (veículo aéreo não tripulado) cargueiro, desde sua concepção, projeto conceitual, detalhado e testes de validação. Os projetos são confrontados em uma competição que engloba tanto o desenvolvimento do projeto quanto provas de voo.

O desenvolvimento do projeto, de maneira geral, segue uma lógica iterativa: a cada competição novos requisitos de projeto são estabelecidos pela organização, sendo estes responsáveis por mudanças significativas no projeto das aeronaves. Além dos requisitos de regulamento, requisitos desejáveis pelas equipes também são estabelecidos, levando a um conjunto complexo de objetivos e tornando este um problema de difícil avaliação preliminar. Alguns exemplos de requisitos quantitativos e qualitativos são: Carga paga mínima, limitação do tamanho de pista para decolagem e pouso, restrições geométricas na aeronave, características de controle e estabilidade ou ainda outras características de pilotagem e de desempenho. Estes encargos alimentam o projeto geométrico e aerodinâmico da aeronave, que, por sua vez, passa por testes de validação para confrontar os resultados obtidos com os requisitos iniciais. Com isso se inicia um novo ciclo de projeto, em que são realizadas possíveis correções e melhorias. Este loop é interrompido de duas maneiras possíveis: ou ao atingir-se um patamar de resultados considerado desejado, ou ao término do prazo do projeto.

Um ponto importante deste processo é a forma com que se realiza a comparação entre os resultados obtidos em cada iteração com os requisitos estabelecidos. Os outputs diretos do projeto geométrico e aerodinâmico da aeronave estão no formato de massas, inércias, coeficientes aerodinâmicos e coeficientes de estabilidade. É preciso, portanto, haver uma correspondência entre os outputs de projeto e a linguagem dos requisitos.

A maneira tradicional, e ainda mais comumente utilizada pelas equipes para realizar esta correspondência, é através da realização de testes de voo. Com a construção e experimentação de protótipos é possível verificar o desempenho da aeronave e estudar os efeitos das modificações de projeto de maneira isolada. Entretanto, a verificação experimental tende a ser muito laboriosa, demorada e cara. Uma ferramenta capaz de prever o comportamento dinâmico da aeronave a partir dos outputs de projeto é, portanto, de grande valia, uma vez que reduz a necessidade de voos experimentais. Isso tudo implica em maior agilidade e eficiência, permitindo a realização de um número muito maior de iterações de projeto em determinado tempo, e, conseqüentemente, em melhores resultados.

Além da agilidade, uma ferramenta de simulação de aeronave, combinado com bons métodos de estimativa de coeficientes aerodinâmicos e derivativas de controle e estabilidade, abre diversos caminhos para a realização de um projeto de alto desempenho. Permite-se que, sem a necessidade de construção de modelos físicos, se realizem testes virtuais para compreender os efeitos de pequenas modificações de projeto. Quando se entra no campo dos algoritmos modernos de controle, pilotos automáticos e VANTS autônomos, um bom modelo dinâmico é o primeiro passo para resultados satisfatórios.

1.2. OBJETIVO

Este trabalho tem como objetivo o estudo e o desenvolvimento de uma ferramenta de simulação do comportamento de voo de uma aeronave do tipo VANT, levando em consideração a geometria real de uma aeronave, o cálculo das curvas de seus coeficientes aerodinâmicos de controle e de estabilidade, e das forças aerodinâmicas derivadas destes coeficientes em uma atmosfera padronizada. Tal ferramenta tem como principal finalidade servir aos propósitos de projeto da equipe de Aerodesign da Universidade Federal do Rio Grande do Sul e deve servir como um ambiente virtual para testes das escolhas de projeto, reduzindo a necessidade de voos experimentais preliminares para conhecer as características dinâmicas (estabilidade) da aeronave.

2. DINÂMICA DE AERONAVES

Para descrever as equações da dinâmica de aeronaves faz-se necessário inicialmente introduzir os sistemas e coordenadas usualmente utilizados na aeronáutica e as suas transformações. Existem três sistemas de coordenadas que são utilizados na análise da dinâmica de uma aeronave, o sistema de coordenadas global, local e do vento.

O sistema de coordenadas global, $x_h y_h z_h$, conforme ilustrado na Figura 1, é um sistema fixo na Terra com o eixo Z apontando para baixo. Este sistema é tomado como inercial e despreza os efeitos de rotação da terra, o que é aceitável para aeronaves não hipersônicas (ROSKAM, 1979).

O sistema de coordenadas local $x_b y_b z_b$ é posicionado no corpo do avião e se movimenta solidário aos movimentos da aeronave. A origem do sistema de coordenadas se encontra no centro de gravidade e o eixo x_b positivo é posicionado ao longo do comprimento do avião apontando para a frente. O eixo z_b é perpendicular ao eixo do comprimento do avião e aponta para baixo.

Wibowo, 2007 sugere uma abordagem matricial para a transformação entre sistemas de coordenadas. A matriz transformação do sistema local para o global é dada pela equação 1 (WIBOWO, 2007):

$$C_b^h = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \varphi \sin \theta \cos \psi - \cos \varphi \sin \psi & \sin \varphi \sin \theta \sin \psi + \cos \varphi \cos \psi & \sin \varphi \cos \theta \\ \cos \varphi \sin \theta \cos \psi + \sin \varphi \sin \psi & \cos \varphi \sin \theta \sin \psi - \sin \varphi \cos \psi & \cos \varphi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

Na equação 1 os ângulos θ , φ e ψ são os ângulos de Euler e estão definidos na Figura 1.

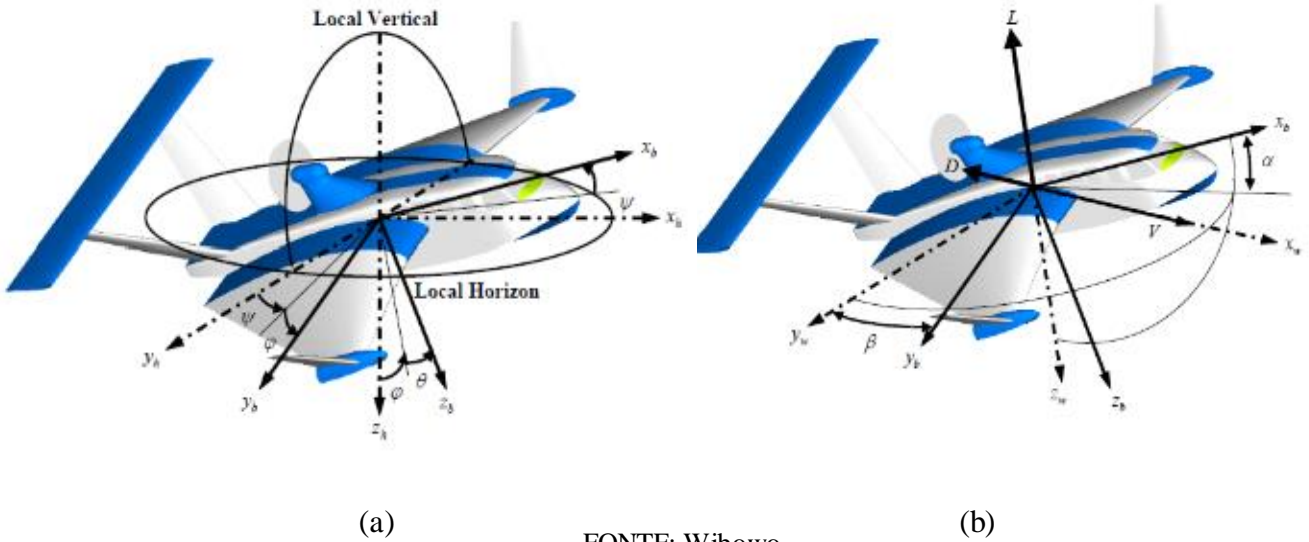
O sistema de coordenadas do vento segue o vetor velocidade e irá definir a trajetória da aeronave. A origem do sistema de coordenadas é posicionada no centro de gravidade e o eixo x_w aponta na direção do vetor velocidade V da aeronave. O eixo z_w está no plano simétrico do avião e é perpendicular à x_w , apontando para baixo. O eixo y_w é perpendicular aos demais e aponta para a direita.

A equação 2 traz o vetor de forças aerodinâmicas no sistema global de coordenadas em função das forças aerodinâmicas no sistema local (WIBOWO, 2007).

$$\begin{Bmatrix} F_{Ax} \\ F_{Ay} \\ F_{Az} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\cos \alpha \sin \beta & -\sin \alpha \\ \sin \beta & \cos \beta & 0 \\ \sin \alpha \cos \beta & -\sin \alpha \sin \beta & \cos \alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} -D \\ 0 \\ -L \end{Bmatrix} \quad (2)$$

Na equação 2, F_{Ax} , F_{Ay} e F_{Az} são as componentes no sistema $x_b y_b z_b$ das forças aerodinâmicas na aeronave. D é a força de arrasto total e L é a força de sustentação total no sistema de coordenadas do vento. Os ângulos α e β são os ângulos de ataque e deriva e estão representados na Figura 1.

Figura 1 – a) Relação entre os sistemas de coordenadas global (subscrito h) e local (subscrito b). b) Relação entre os sistemas de coordenadas local (subscrito b) e do vento (subscrito w).



FONTE: Wibowo

1.1 EQUAÇÕES DO MOVIMENTO

O movimento no espaço tridimensional de qualquer sólido rígido é governado por um conjunto de equações diferenciais chamadas de equações do movimento. Os conjuntos de equações 3 e 4 trazem as acelerações translacionais e as rotacionais em x_h , y_h e z_h respectivamente. (WIBOWO, 2007)

$$\begin{aligned}\dot{U} &= \frac{F_X - mU}{m} - qW + rV \\ \dot{V} &= \frac{F_Y - mV}{m} - rU + pW \\ \dot{W} &= \frac{F_Z - mW}{m} - pV + qU\end{aligned}\quad (3)$$

$$\begin{aligned}\dot{p} &= \frac{M_X I_{ZZ} + M_Z I_{XZ}}{\Delta} + \frac{I_{XZ}(I_{XX} - I_{YY} + I_{ZZ})PQ}{\Delta} - \frac{[I_{ZZ}(I_{ZZ} - I_{YY}) + I_{XZ}^2]QR}{\Delta} \\ \dot{q} &= \frac{M_Y}{I_{YY}} + \frac{(I_{ZZ} - I_{XX})PR}{I_{YY}} - \frac{I_{XZ}(P^2 - R^2)}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{M_X I_{XZ} + M_Z I_{XX}}{\Delta} + \frac{[I_{XX}(I_{XX} - I_{YY}) + I_{XZ}^2]PQ}{\Delta} - \frac{I_{XZ}(I_{XX} - I_{YY} + I_{ZZ})QR}{\Delta}\end{aligned}\quad (4)$$

Onde U , V e W são as componentes do vetor velocidade, F são as componentes da força resultante, m é a massa da aeronave, p , q e r são as componentes do vetor velocidade rotacional, M são as componentes do momento resultante, I é tensor de inércia da aeronave e o valor de Δ é dado pela equação 5:

$$\Delta = I_{XX}I_{YY}I_{ZZ} - 2J_{XY}J_{YZ}J_{XZ} - I_{XX}J_{YZ}^2 - I_{YY}J_{XZ}^2 - I_{ZZ}J_{XY}^2 \quad (5)$$

As equações de movimento para um sólido rígido no espaço tridimensional são genéricas e podem ser aplicadas em uma diversidade de situações, como satélites, foguetes, automóveis e aeronaves. O que particulariza o uso destas equações para cada aplicação específica é a forma como são calculadas as forças e momentos externos que as carregam. Para o caso das aeronaves, estas forças e momentos externos possuem natureza aerodinâmica, gravitacional ou provenientes de conjuntos motopropulsores.

Como forma de particularizar as equações do movimento, Roskam aplica a hipótese da simetria no plano x_bz_b , o que implica em I_{xy} e $I_{yz} = 0$. Além disso, as forças e momentos são separadas em duas parcelas: forças aerodinâmicas (subscrito A) e de propulsão (subscrito T).

Além das equações que governam a dinâmica da aeronave (equações 3 e 4), existem outras variáveis que tem um importante papel neste processo, como forças e momentos de origem aerodinâmicos e do conjunto propulsor.

2.1. FORÇAS E MOMENTOS AERODINÂMICOS

As forças e momentos dependem da velocidade relativa do vento e de outras escolhas do projeto aeronáutico, como perfil aerodinâmicos e outras propriedades geométricas. As forças e momentos aerodinâmicos podem ser escritos na forma dada pelo conjunto de equações 6 (ETKIN, 1996).

$$\begin{aligned} F_{Ax} &= C_X(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \\ F_{Ay} &= C_Y(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \\ F_{Az} &= C_Z(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \\ M_{Ax} &= C_l(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S b \\ M_{Ay} &= C_m(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S \bar{c} \\ M_{Az} &= C_n(\alpha, \beta, H, M, \delta_a, \delta_e, \delta_r, U, V, W, p, q, r) \frac{1}{2} \rho V_T^2 S b \end{aligned} \quad (6)$$

onde são definidos os coeficientes adimensionais C_x , C_y , C_z , C_l , C_m e C_n como funções de uma grande quantidade de variáveis. Esta dependência é complexa e resulta em correlações não triviais. Desta forma, uma tratativa matemática conveniente para o problema é a utilização do Método Linear da Soma de Componentes (ou linear component build-up method) (STEVENS, B. L. AND LEWIS, 2003). Esta abordagem encara os coeficientes adimensionais da equação 6 como uma soma de fatores contribuintes, conforme o conjunto de equações 7.

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D\alpha} + |C_{D\delta_e} \delta_e| + |C_{D\delta_a} \delta_a| + |C_{D\delta_r} \delta_r| \\ C_Y &= C_{y\beta} \beta + C_{y\delta_a} + C_{y\delta_r} + \frac{b}{2V_T} (C_{yp} p + C_{yr} r) \\ C_L &= C_{L\alpha} + C_{L\delta_e} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V_T} (C_{L\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{Lq} q) \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned}
C_m &= C_{m\alpha} + C_{m\delta_e} \delta_e + \frac{\bar{c}}{2V_T} (C_{m\dot{\alpha}} \dot{\alpha} + C_{mq} q) \\
C_l &= C_{l\beta} \beta + C_{l\delta_a} \delta_a + C_{l\delta_r} \delta_r + \frac{b}{2V_T} (C_{lp} p + C_{lr} r) \\
C_n &= C_{n\beta} \beta + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{n\delta_r} \delta_r + \frac{b}{2V_T} (C_{np} p + C_{nr} r)
\end{aligned}$$

“Construir as forças e momentos aerodinâmicos como a soma de componentes contribuintes fornece uma forma conveniente de representa-las para cada condição de voo” (JUNG; TSIOTRAS, 2007 tradução do autor)¹. Esta forma de caracterizar matematicamente as forças e momentos aerodinâmicos é amplamente utilizada pois sumariza as características aerodinâmicas da aeronave em uma série de coeficientes que podem ser mais facilmente tratados pelos projetistas.

2.2. FORÇAS E MOMENTOS DO CONJUNTO MOTOPROPULSOR

Para a modelagem das forças e momentos provocados por um sistema motopropulsor que utiliza motor dois tempos com hélice de passo fixo, como no caso do Aerodesign, pode-se usar o modelo de Steven e Lewis (STEVENS, B. L. AND LEWIS, 2003).

Considerando que o motor entrega à hélice torque suficiente, a força gerada será dependente unicamente da aerodinâmica da própria hélice, e, para situações estáticas, variará de acordo com a velocidade de rotação (Ω) do conjunto. Esta relação entre velocidade de rotação e força pode ser encontrada através de testes experimentais ou estudos de dinâmica dos fluidos computacional, e, de maneira geral, é um dado fornecido pelos fabricantes de hélices. Para situações em que o avião está em movimento, entretanto, o fenômeno é mais complexo uma vez que a velocidade de avanço reduz a sustentação gerada pela hélice. Para estes casos, utiliza-se o conceito de razão de avanço, (J) dada pela Equação 8:

$$J = \frac{\pi V_T}{\Omega R_p} \quad (8)$$

Em que R_p é o raio da hélice e V_T é a velocidade de avanço da aeronave.

A força de tração é dada pela equação 9:

$$T = \frac{4}{\pi^2} \rho \Omega^2 R_p^4 C_T \quad (9)$$

onde que C_T é o coeficiente de tração. Através de uma análise por meio da teoria de “Elemento de Lâmina” (ADKINS, C. N. AND LIEBECK, 1994) é possível encontrar C_T em função da razão de avanço J . Esta relação entre C_T e J é um dado disponibilizado por fornecedores de hélices.

2.3. REVISÃO DO ESTADO DA ARTE

A simulação dinâmica de aeronaves, por ser um assunto com grande aplicabilidade prática, vem sendo estudada por diversos autores. Aqui apenas alguns trabalhos, de maior interesse deste estudo, serão apresentados.

¹ “Building up the aerodynamic forces and moments as a sum of contributing components provides a mathematically convenient way of representing the aerodynamic forces and moments for a specified flight condition.” (Jung & Panagiotis, 2007)

Em 2006 Nidal (NIDAL M. JODEH, 2006) desenvolveu um modelo não linear de 6 GDL para a simulação da aeronave Rascal 110. O autor utilizou a plataforma USAF Digital Datcom, que utiliza métodos semi empíricos, para a determinação dos coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade da aeronave. Os modelos geométricos e de inércia foram determinados experimentalmente para alimentar a rotina. O estudo mostra a aplicabilidade da ferramenta Datcom para a determinação dos coeficientes de aeronaves de pequeno porte. Para mais detalhes sobre a metodologia empregada no software Datcom, pode-se consultar o seu memorial de cálculo e o seu manual de instruções (DOUGLAS; FINCK; HOAK, 1975) (DOUGLAS, 1979).

No mesmo ano, Donohue (DONOHUE, 2006) realizou um estudo comparativo entre os coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade de um VANT obtidos por meio de CFD e por métodos semi empíricos. O autor concluiu que, apesar de trazer resultados mais precisos, o CFD é muito dispendioso em tempo e recurso computacional para esta aplicação, tornando o Datcom uma saída mais viável.

Em 2008 H. I. Leong (LEONG H. I., 2008) realizou a implementação de um modelo dinâmico não linear para a aeronave do tipo VANT Yak-54 RC utilizando a plataforma Matlab Simulink. Os coeficientes da aeronave foram determinados pelo software Advanced Airplane Analysis (AAA) e, para o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos, os coeficientes foram tratados pelo Método linear da soma de componentes (linear component build-up method). O modelo do estudo ainda engloba a dinâmica dos atuadores, simplificados por um modelo de primeira ordem, e do sistema motopropulsor, cujas características foram estimadas pelo software JavaProp.

Em Kamal et al (KAMAL; BAYOUMY; ELSHABKA, 2015) os autores desenvolvem um modelo completo de simulação de aeronave, utilizando como plataforma o software Simulink, do pacote Matlab. A partir de uma aeronave real não tripulada de pequeno porte, os autores realizam medições para a caracterização geométrica e inercial da aeronave. Estas informações são postas como entrada para o software Datcom. As forças e momentos são determinados pelo Método linear da soma de componentes. São realizadas simulações de manobras específicas, sendo que os dados imputados de controle, bem como as respostas da aeronave, são disponibilizados no trabalho. Os resultados são corroborados por dados experimentais de voo.

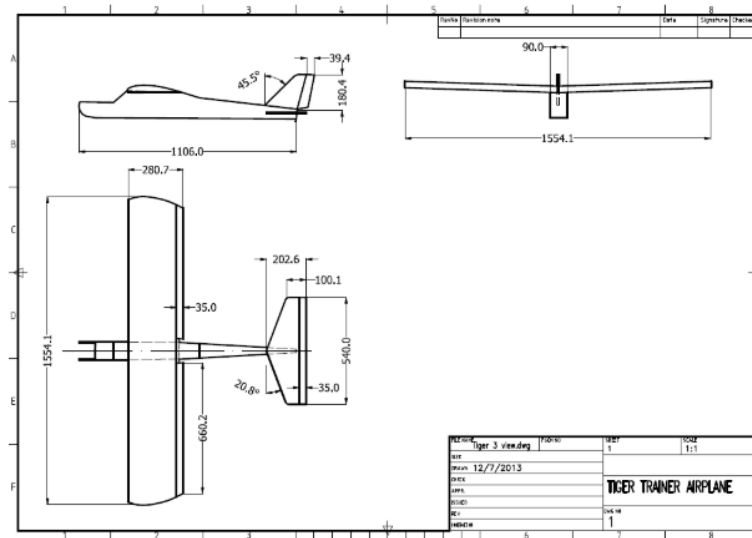
Em 2007, Jung e Tsiotras (JUNG; TSIOTRAS, 2007) implementam um modelo dinâmico de aeronave, com foco em VANTS, utilizando a mesma metodologia de Kamal. Neste trabalho, entretanto o modelo é utilizado para, juntamente com dados experimentais, realizar a estimação de parâmetros de um protótipo. Com isto, o modelo é calibrado com os dados experimentais para melhor realismo da simulação.

3. METODOLOGIA

Para o desenvolvimento e implementação de uma ferramenta de simulação de voo de uma aeronave do tipo VANT que venha no futuro servir para projetos como o AeroDesign, escolheu-se estudar a aeronave “Tiger-Trainer RC”, por se tratar de uma aeronave de escala e características semelhantes aos protótipos do AeroDesign. Além disto a aeronave, utilizada por Kamal et al (KAMAL; BAYOUMY; ELSHABKA, 2015), apresentada na Figura 2, possui alguns dos parâmetros da aeronave e respostas para manobras padronizadas disponíveis na literatura para verificação e validação desta proposta. As propriedades inerciais da aeronave foram determinadas experimentalmente e estão disponíveis na literatura. A massa m da aeronave é 2.375 kg, o vetor posição do centro de massa é $CG = (0.3019, 0, 0.06)$ e os momentos de inércia em $x_b y_b z_b$ são, respectivamente 0.1019, 0.262 e 0.266 kg.m².

Os perfis aerodinâmicos da asa e dos estabilizadores horizontal e vertical são, respectivamente, o Cark-Y e o NACA 0008.

Figura 2 – Desenho técnico em três vistas do “Tiger-trainer airplane”.



FONTE: Kamal

3.1. COEFICIENTES AERODINÂMICOS

Os coeficientes aerodinâmicos são necessários para o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos, conforme trazido pela equação 6. Para a determinação dos coeficientes aerodinâmicos da aeronave, foi utilizado o software Digital Datcom (DOUGLAS; FINCK; HOAK, 1975)(DOUGLAS, 1979) uma vez que os métodos semi empíricos do programa se mostraram satisfatórios para aplicações semelhantes na literatura consultada (NIDAL M. JODEH, 2006)(KAMAL; BAYOUMY; ELSHABKA, 2015).

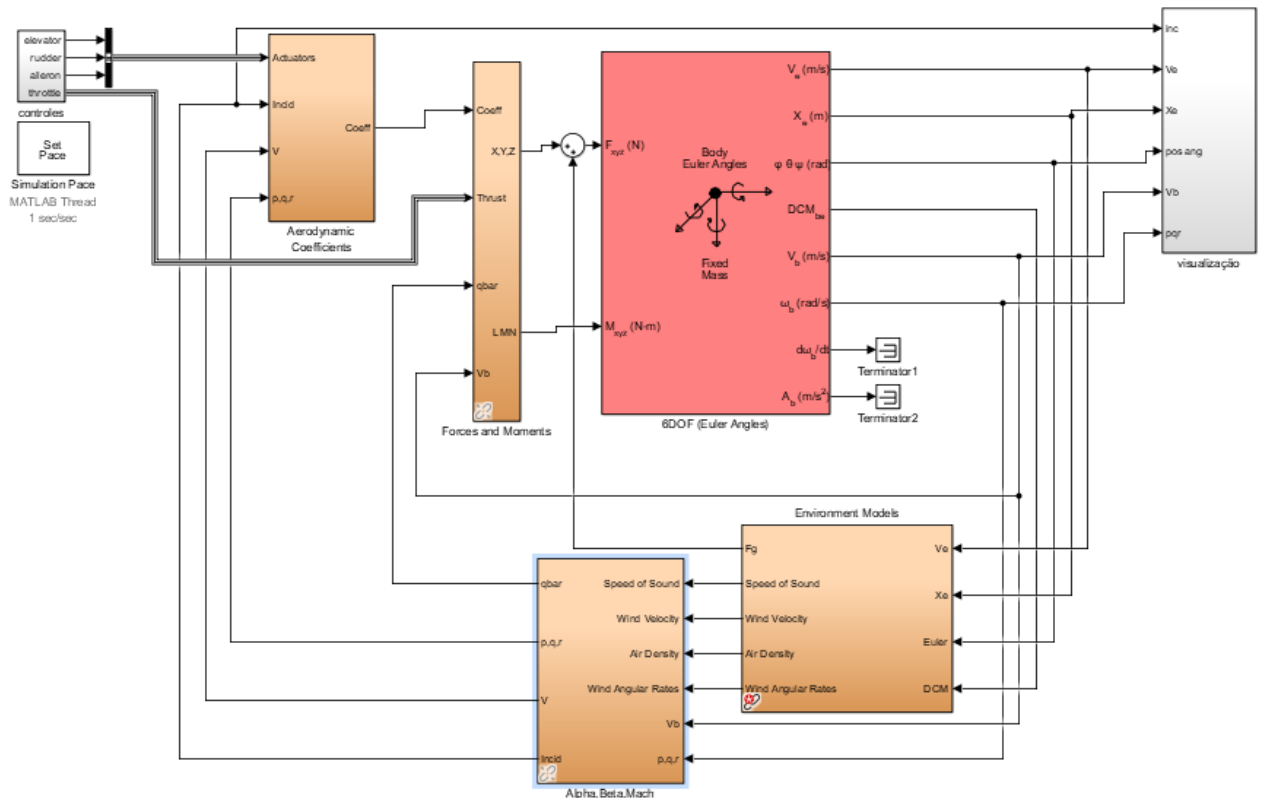
O programa recebe como entrada a geometria da aeronave e as condições de simulação, tais como os intervalos de número de Reynolds, de ângulos de ataque α e de ângulos das superfícies de comando δ por meio da rotina em fortran disponível nos Apêndices 1 e 2. Em razão de limitações do software, não foi considerada a presença de um leme de direção. Devido ao fato de nem todas as dimensões relevantes da aeronave estarem explícitas em Kamal, muitas dimensões foram determinadas à partir de figuras. Além disso, o perfil aerodinâmico da asa foi considerado como sendo o NACA 3412, uma vez que o Datcom não reconhece perfis de outra série que não a NACA e os dois perfis, NACA 3412 e Cark-Y, possuem curvas de coeficientes de arrasto, sustentação e momento muito próximas.

3.2. IMPLEMENTAÇÃO DO MODELO DINÂMICO

Para a implementação do modelo dinâmico buscou-se uma ferramenta robusta e que permitisse, posteriormente e de maneira simples, o desenvolvimento de uma interface gráfica que trouxesse uma experiência realística de pilotagem. Motivado pela revisão do estado da arte, foi escolhida a extensão Simulink do pacote Matlab (MATHWORKS, 2005). A implementação do modelo dinâmico para a aeronave VANT deste trabalho está apresentada de forma esquemática na Figura 3. A rotina do Simulink é carregada com as curvas dos coeficientes aerodinâmicos por um arquivo

MATLAB (.m), que calcula as forças aerodinâmicas conforme seção 2.1 e então resolve o conjunto de equações dinâmicas, conforme seção 1.1.

Figura 3 – Estruturação do modelo dinâmico no formato de blocos no Simulink



3.2.1. Bloco Controles

O bloco de controles foi implementado para funcionar em dois modos: voo livre ou programado. No modo voo programado o histórico de comando das superfícies e o comando de potência são previamente programadas em uma rotina Matlab. O objetivo deste modo é possibilitar estudar situações controladas, ou mesmo verificação da resposta do modelo da aeronave por meio de manobras com respostas conhecidas na literatura. No modo voo livre, o usuário pode excitar as superfícies de controle e o comando de potência por meio de controles em tempo real. Neste caso, utilizando-se da biblioteca do software MATLAB, foi possível implementar o uso de um controlador do tipo Joystick para permitir ao usuário a percepção subjetiva da controlabilidade da aeronave por meio de uma experiência semelhante à de um piloto.

Cabe ressaltar que não são consideradas, neste estudo, possíveis não linearidades do sistema de controle, de modo que os ângulos das superfícies e a potência do motor são considerados diretamente proporcionais aos comandos do piloto.

3.2.2. Bloco Coeficientes Aerodinâmicos

Para a determinação dos coeficientes adimensionais nos seis graus de liberdade em cada instante de tempo, foi aplicado o Método linear da soma de componentes, conforme descrito na seção 2.1. Os coeficientes incrementais foram distribuídos em 3 categorias (Coeficientes básicos, de amortecimento e de comando) de modo a permitir uma investigação de possíveis problemas

durante o desenvolvimento da ferramenta. As curvas dos coeficientes, calculadas pelo Digital Datcom, foram implementadas no formato de vetores em uma rotina de Matlab. Esta rotina carrega as curvas em tabelas que são consultadas, a cada iteração, pelo bloco de coeficientes aerodinâmicos.

3.2.3. Bloco Forças e Momentos

Os coeficientes adimensionais são aplicados na equação 6 e, posteriormente, na equação 5 para a determinação das forças e momentos resultantes, em coordenadas globais, sobre a aeronave. À estas forças são adicionadas a força peso e a força do sistema motopropulsor.

3.2.4. Bloco da equação do movimento

À Partir das forças e momentos resultantes e do modelo inercial da aeronave, as equações 3 e 4 são solucionadas. Para a solução do conjunto de equações diferenciais, é utilizado o solver ode45 (MATHEMATICS, 2005) que utiliza o método de Runge-Kutta.

3.3. TRIMAGEM

Uma importante etapa da simulação da dinâmica de voo é a determinação de condições de contorno iniciais. Para uma condição de voo reto e nivelado, é necessária a realização de um estudo para a determinação das condições de trimagem da aeronave, de modo que estas condições propiciassem um regime próximo ao permanente, conforme encontrado em resultados de literatura. Os parâmetros de empuxo do motor Th , ângulo inicial de comando do profundor δ_{e_i} , ângulo de ataque inicial α_i e velocidade inicial V_i foram os alvos do estudo. Como a aeronave pode ser trimada para um número infinito de conjuntos destes parâmetros, foi utilizada a mesma deflexão de profundor como em Kamal ($\delta_{e_i}=0.7359^\circ$) para limitar a solução à um único conjunto. O empuxo do motor foi então determinado de modo que a aeronave voasse sem variação de altitude após o amortecimento das oscilações, chegando-se em $Th = 3.0365 N$. O Ângulo de ataque inicial e a Velocidade inicial são definidos pelos respectivos valores de α e V ao final da simulação e valem $\alpha_i = -0.8667^\circ$ e $V_i = 18.1 \text{ m/s}$.

3.4. CASOS DE ESTUDO

Para este trabalho foram realizados dois casos de estudo. O primeiro tem escopo de verificação das respostas do modelo, e o segundo é uma avaliação da sensibilidade da resposta frente a modificações dos coeficientes da aeronave.

3.4.1. Caso I – Verificação do modelo

Para a verificação das respostas do modelo desenvolvido, foi realizado um estudo comparativo tendo como base os resultados obtidos por Kamal (KAMAL; BAYOUMY; ELSHABKA, 2015). Foram replicadas duas manobras de profundor (dinâmica longitudinal) e uma manobra de aileron (dinâmica lateral) presentes no trabalho e os resultados das respostas mais significativas foram comparados.

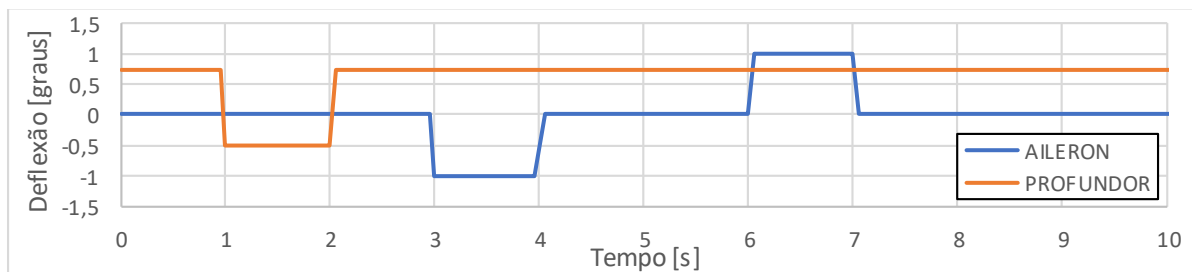
3.4.2. Caso II – Estudo de sensibilidade

Visto que o modelo possui uma grande quantidade de parâmetros geométricos, aerodinâmicos, entre outros, a definição de parâmetros de uma aeronave torna-se uma tarefa nada trivial. Assim, foi realizado um estudo de sensibilidade com o objetivo de verificar quais dados de entrada possuem maior impacto no resultado da trajetória da aeronave para uma determinada manobra.

Esta análise permite conhecer melhor as características do modelo para poder correlacionar com suas respostas, e não menos importante, também permite que o cálculo dos coeficientes aerodinâmicos e de estabilidade da aeronave passe por um processo de priorização, de modo que sejam despendidos mais recursos no refinamento de entradas que sejam, de fato, mais importantes. Existem várias metodologias para estudar como os parâmetros influenciam nas respostas de um problema. Neste caso foi escolhida uma abordagem prática frente a posição final de uma manobra específica.

A partir de uma manobra padronizada, foi aferida a posição da aeronave após 150 segundos de simulação. O mesmo procedimento foi realizado variando-se em $\pm 10\%$ cada uma das curvas dos coeficientes de entrada de maneira isolada. Para cada caso, foram aferidas as posições finais e calculadas as respectivas distâncias até o ponto final da simulação sem variação nos coeficientes de entrada. Estas distâncias foram ainda decompostas em uma componente no plano $x_h y_h$ (referente à dinâmica lateral) e outra no eixo z_h (referente à dinâmica longitudinal). Desta forma, com base nas distâncias no plano $x_h y_h$ e no eixo z_h os parâmetros foram classificados quanto à sua relevância para as dinâmicas laterais e longitudinais, respectivamente, para a manobra em questão. Para o estudo de sensibilidade foi escolhida a manobra presente na Figura 4

Figura 4 – Manobra programada para o estudo de sensibilidade: Pulso negativo de profundor seguido por pulso negativo de aileron e de pulso positivo de aileron.



A seleção da manobra foi feita de modo que ambas as dinâmicas lateral e longitudinal fossem excitadas. Além disso, o pulso duplo do aileron foi escolhido para que, após os sete segundos, a aeronave voltasse ao estado neutro de rolagem para evitar possíveis instabilidades. O tempo de simulação foi de 150 segundos para que quaisquer oscilações fossem amortecidas ao final, evitando possíveis interferências nos resultados.

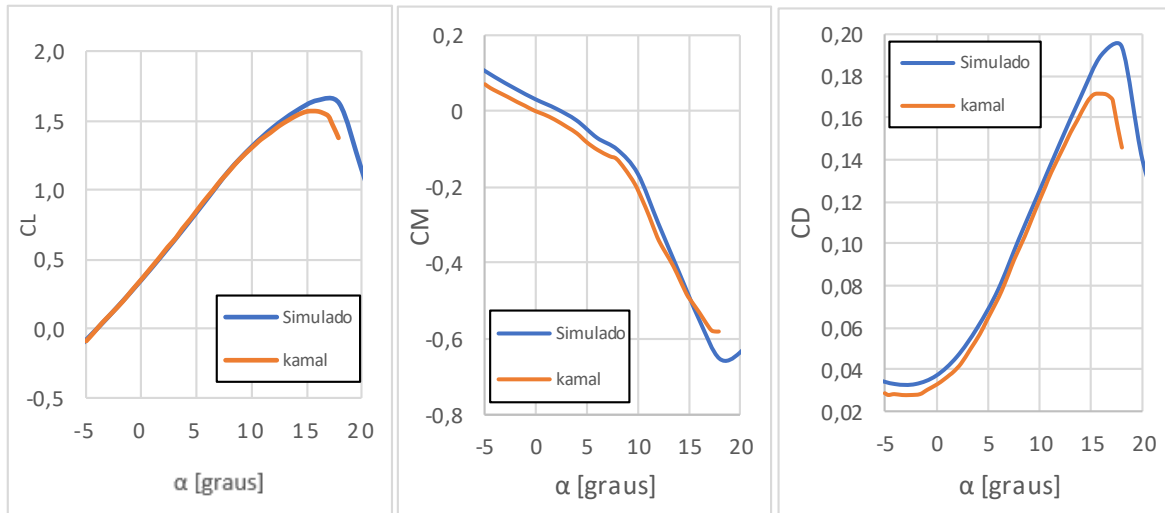
4. RESULTADOS

4.1. COEFICIENTES AERODINÂMICOS

As curvas obtidas dos coeficientes de sustentação, arrasto e momento aerodinâmico obtidas nesta metodologia, por meio do software Datcom, foram comparadas com a referência e são apresentadas na Figura 5. Através da Figura 5 pode-se verificar que as curvas calculadas possuem a mesma tendência e pouco desvio quando comparadas com a referência. Verificou-se que o ângulo de perda de sustentação encontrado foi cerca de 5% maior do que o encontrado por Kamal et al. Com isto, os resultados foram considerados satisfatórios. Vale notar que existem imprecisões nos parâmetros geométricos implementados na comparação visto que estes foram obtidos por este autor diretamente da figura do trabalho original, podendo ser a razão destas discrepâncias. Estas

diferenças também podem levar a divergência das respostas dinâmicas quando comparados com as respostas de literatura.

Figura 5 – Curvas dos coeficientes aerodinâmicos calculados em comparação com os resultados obtidos por Kamal et al. (a) Coeficiente de sustentação C_L . (b) Coeficiente de momento em torno do eixo y_b C_M . (c) Coeficiente de arrasto C_D .



(a)

(b)

(c)

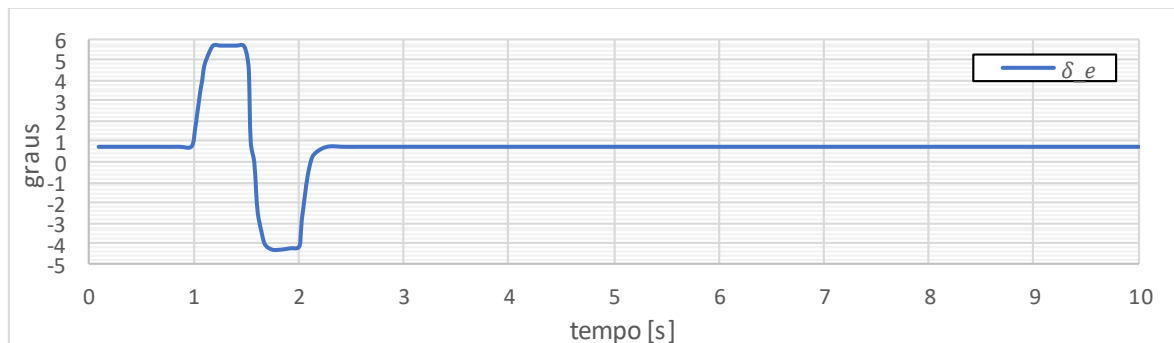
4.2. CASO I – VERIFICAÇÃO DO MODELO

O modelo desenvolvido foi submetido à três manobras distintas para avaliação das respostas e para comparação com a literatura.

4.2.1. Pulso duplo de profundo

A primeira manobra testada foi o pulso duplo de profundo. A deflexão do profundo em função do tempo está colocada na Figura 6.

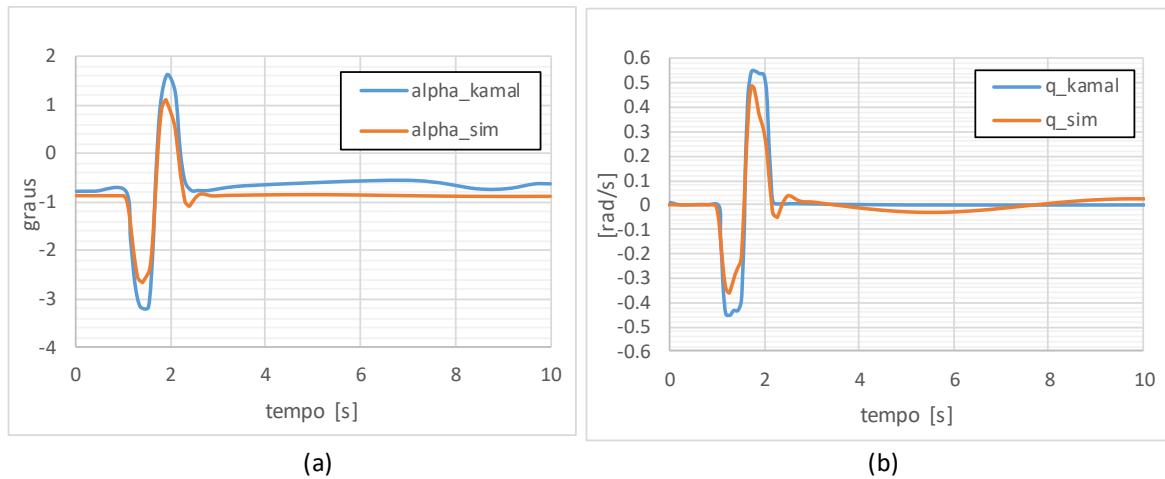
Figura 6 – Deflexão do profundo em função do tempo para a manobra “Pulso duplo de profundo”.



Nesta manobra a aeronave parte de sua condição trimada e, após decorrido um segundo, o profundo é defletido para cima e em seguida para baixo. A forma exata da curva de aplicação do

comando foi replicada de Kamal et al. As respostas de ângulo de ataque, α , e da velocidade angular no eixo y_b , q , simuladas, em comparação com os resultados obtidos por Kamal et al são trazidas pela Figura 7.

Figura 7 – Respostas para a manobra “Pulso duplo de profundor” simulados (em laranja) em comparação com resultados de Kamal et al (em azul). (a) ângulo de ataque α . (b) velocidade angular q .

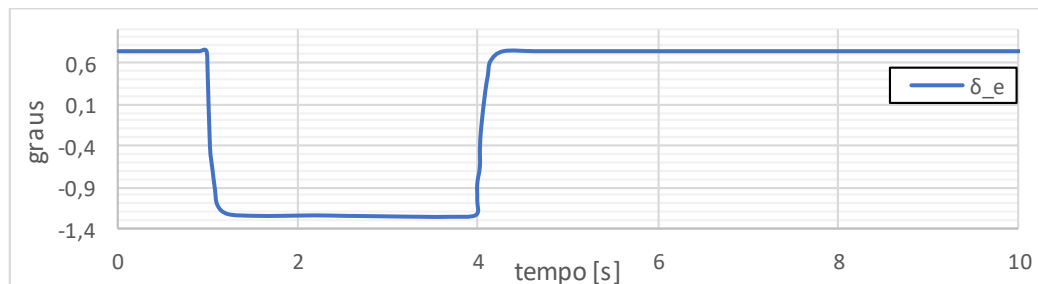


Na Figura 7 é possível verificar a concordância entre os resultados no que se refere à tendência das curvas. Verificou-se, entretanto, uma diferença de aproximadamente 13% para a amplitude do ângulo de ataque e de 8% para a velocidade angular q . É possível verificar também, na curva de ângulo de ataque α de Kamal, a existência de oscilações entre os segundos 3 e 10 não presentes nos resultados simulados neste trabalho.

4.2.2. Pulso único de profundor

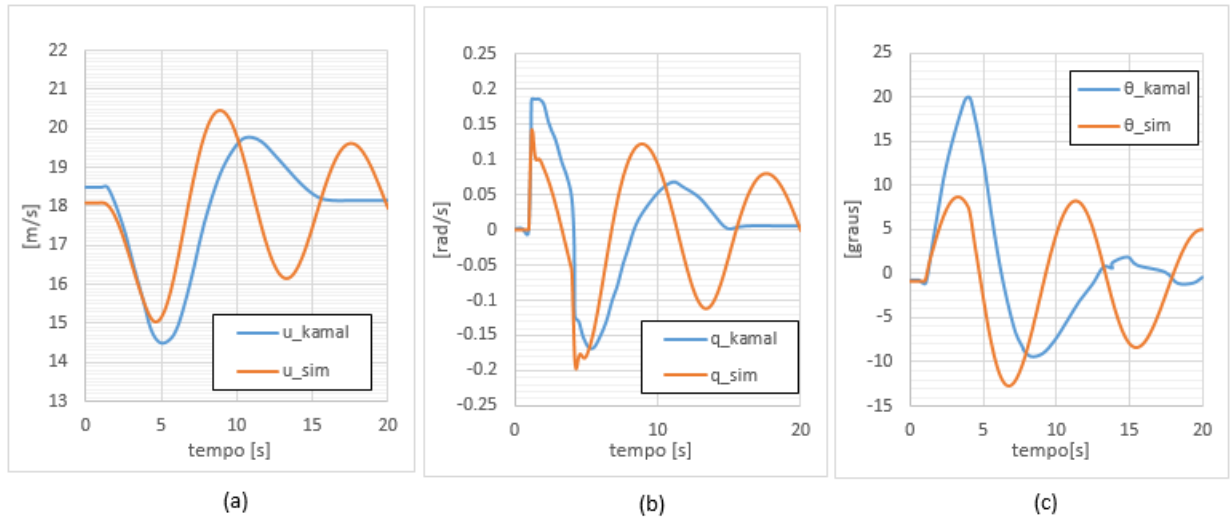
A deflexão do profundor em função do tempo para a manobra “Pulso único de profundor” está presente na Figura 8.

Figura 8 - Deflexão do profundor em função do tempo para a manobra “Pulso único de profundor”



Partindo da condição trimada, é aplicado um pulso negativo no profundor com duração de 3 segundos e amplitude de aproximadamente 3 graus. A Figura 9 traz os resultados para a velocidade no eixo x_b , U , para a velocidade angular em torno do eixo y_b , q , e para o ângulo θ .

Figura 9 - Respostas para a manobra “Pulso simples de profundor” simulados (em laranja) em comparação com resultados de Kamal et al (em azul). (a) Velocidade no eixo x_b U . (b) velocidade angular q . (c) Ângulo θ .

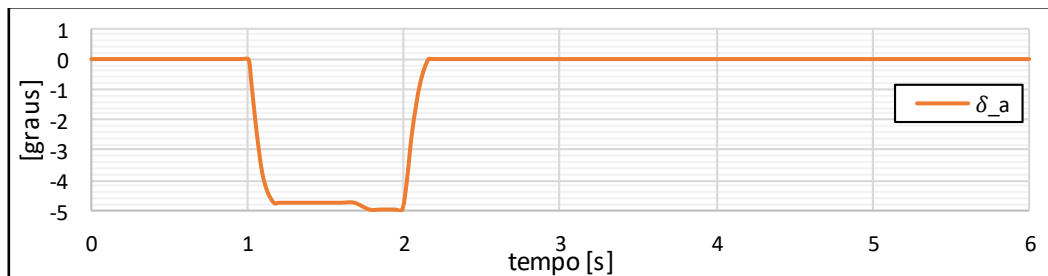


Os resultados presentes na Figura 9 mostram uma divergência de amplitude, e principalmente de fase das oscilações, nas 3 respostas observadas. Claramente as respostas seguem a tendência da referências, porém de forma subamortecida. Estas podem estar relacionadas com as imprecisões dos parâmetros geométricos, ou mesmo das curvas aerodinâmicas.

4.2.3. Pulso único de aileron

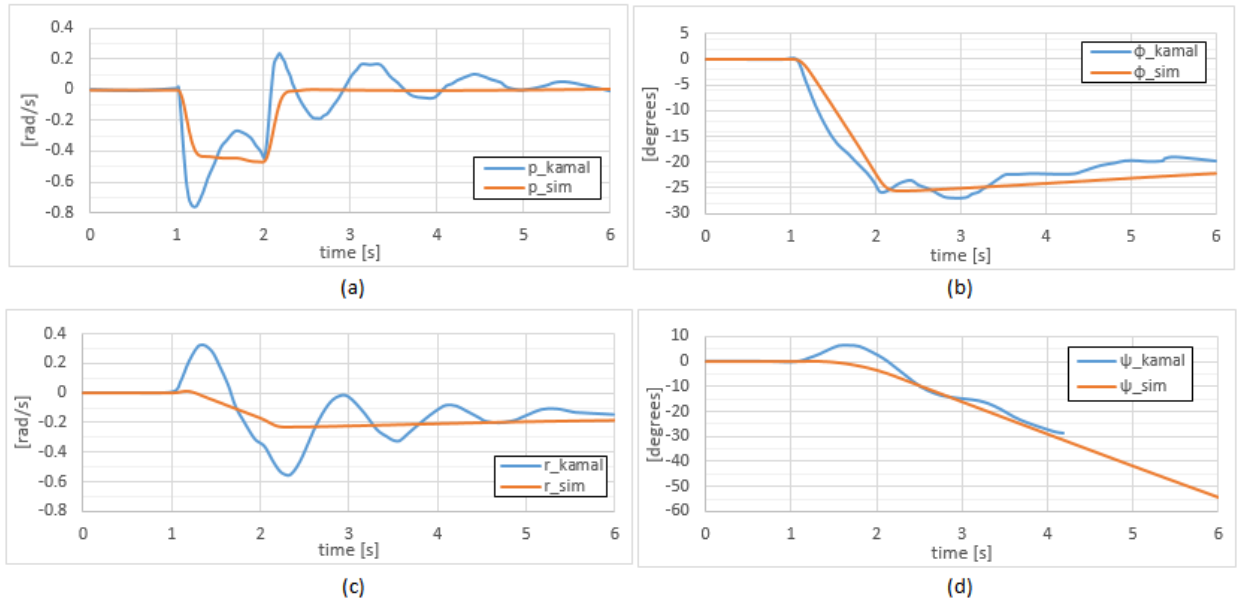
A deflexão do profundor em função do tempo para a manobra “Pulso único de aileron” está presente na Figura 10.

Figura 10 - Deflexão do aileron em função do tempo para a manobra “Pulso único de aileron”



Partindo da condição trimada, é aplicado um pulso negativo no aileron com duração de um segundo e amplitude de aproximadamente 5 graus. A Figura 11 traz os resultados da velocidade angular em torno do eixo x_b , p , da posição angular de rolagem φ , da velocidade angular em torno do eixo z_b , r e da posição angular de guinada, ψ .

Figura 11 - Respostas para a manobra “Pulso simples de aileron” simulados (em laranja) em comparação com resultados de Kamal et al (em azul). (a) velocidade angular em torno do eixo x_b , p . (b) posição angular de rolagem ϕ . (c) velocidade angular em torno do eixo z_b , r . (d) posição angular de guinada, ψ .



A Figura 11 mostra que existe uma boa correspondência entre as posições angulares, de modo que as curvas possuem as mesmas tendências e não divergem significativamente. Porém, neste caso, as respostas da literatura mostram características subamortecidas em relação ao simulado. Nas velocidades existe um comportamento oscilatório nos resultados de Kamal que não estão presentes na simulação feita para este trabalho, o que sugere uma divergência nos coeficientes de amortecimento calculados, além das imprecisões dos parâmetros geométricos, já relatadas.

4.3. CASO II - ESTUDO DE SENSIBILIDADE

O estudo de sensibilidade foi realizado conforme descrito na seção 3.6. A posição final da aeronave após manobra padrão descrita na Figura 4 no sistema de coordenadas $x_h y_h z_h$ foi tal que $x_h=2694.3\text{m}$, $y_h=-247.1\text{m}$ e $z_h=-200.2\text{m}$. Os resultados das posições finais considerando a variação de $\pm 10\%$ em cada parâmetro de análise, as distâncias médias totais, na projeção no plano $x_h y_h$ e no eixo z_h , bem como a posição de cada parâmetro no ranking de relevância para as dinâmicas lateral e longitudinal estão disponíveis no Apêndice 3.

Considerando-se a dinâmica lateral para a manobra em questão, é possível verificar que a curva do coeficiente $C_{l\beta}$, exerce a maior influência na posição final da aeronave, sendo que sua variação em 10% causa um desvio de 248.1m no plano $x_h y_h$. Por outro lado, as curvas dos coeficientes $C_{D\delta_e}$ e $C_{L\delta_e}$ mostraram-se praticamente irrelevantes para os resultados da dinâmica lateral.

Para a dinâmica longitudinal, verificou-se que apenas 5 das 15 curvas de coeficientes exercem impacto nos resultados de posição final para a manobra analisada, sendo o coeficiente de arrasto, C_D , o mais significativo destes seguido pelo coeficiente de sustentação, C_L , e do coeficiente de momento C_M . Estas informações podem ser muito úteis em um futuro procedimento de ajuste de parâmetros a partir de dados experimentais de voo.

5. CONCLUSÃO

Com a metodologia deste trabalho, foi possível desenvolver uma ferramenta para simulação da dinâmica de aeronaves do tipo VANT, considerando a geometria real de uma aeronave, o cálculo das curvas de seus coeficientes aerodinâmicos de controle e de estabilidade, e das forças aerodinâmicas derivadas destes coeficientes.

Uma dificuldade inerente destas ferramentas de simulação é a necessidade de informações geométricas e aerodinâmicas para caracterização dos parâmetros da aeronave, que não estão disponíveis na íntegra na literatura. Para sobrepassar esta dificuldade, neste trabalho, foram necessárias estimativas para estes dados, que são de grande importância para a acuracidade da resposta dinâmica.

Os coeficientes aerodinâmicos para a geometria utilizada foram calculados com o software Digital Datcom e mostraram boa correlação com os dados da literatura, tendo sido verificado uma diferença de 5% no valor do ângulo de perda de sustentação da aeronave. Na comparação das respostas obtidas para manobras padronizadas com a literatura, verificaram-se divergências no padrão oscilatório das respostas, em especial para as velocidades. Entretanto, a tendência geral das curvas mostra boa correlação e estas se mostram fisicamente plausíveis, onde as discrepâncias podem ser oriundas das estimativas de parâmetros.

O estudo de sensibilidade mostrou que, para a manobra testada, a dinâmica lateral da aeronave é significativamente afetada por imprecisões na maior parte dos coeficientes de entrada do modelo, em especial no coeficiente de amortecimento da rolagem devido ao ângulo de deriva, $C_{l\beta}$, do coeficiente de amortecimento da guinada, C_{nr} e do coeficiente de amortecimento da rolagem devido à rotação em z_b , C_{l_r} . Para a dinâmica longitudinal o modelo se mostrou menos sensível à variação da maior parte das curvas dos coeficientes de entrada, sendo que as mais relevantes foram os coeficientes de arrasto, C_D , sustentação, C_L e momento em torno do eixo y_b , C_M . Estas informações são muito importantes para futuros procedimentos de caracterização da aeronave.

De maneira geral, esta ferramenta poderá servir como base para futuras implementações no projeto do AeroDesign, abrindo portas para a realização de trabalhos futuros ainda mais arrojados. Nesta primeira abordagem focou-se no desenvolvimento da ferramenta para simulação e buscou-se em literatura dados dinâmicos de voo e parâmetros de projeto para verificação do modelo implementado, sem uma grande preocupação com um ajuste de todos os parâmetros envolvidos para se obter um resultado mais próximo do reportado na literatura. Um ponto a ser estudado é o procedimento para obtenção dos coeficientes aerodinâmicos a partir da geometria da aeronave, que necessita ser validado. Além disto, o autor sugere que, em próximos trabalhos, se realizem testes experimentais em diferentes configurações de aeronave, registrando suas respostas dinâmicas, e gerando um banco de dados para decisões de projeto. Com esta ferramenta e um banco de dados adequado, será possível auxiliar o projetista na previsão do comportamento de futuras aeronaves, antes mesmo da construção e teste de voo.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ADKINS, C. N. AND LIEBECK, R. H. Design of Optimum Propellers. **Journal of Propulsion and Power**, [s. l.], v. 10, p. 676–682, 1994.

DONOHUE, C. NASA Study to use a Predator B-class Unmanned Aerial System (UAS) in support of Arctic\Antartic polar missions. **Antartic Meteorological Observation, Modeling and Forecasting Workshop**, [s. l.], 2006.

DOUGLAS, McDonnell. The USAF Stability And Control Digital DATCOM. Users Manual: Vol II. [s. l.], v. I, n. December, 1979.

DOUGLAS, McDonnell; FINCK, R. D.; HOAK, D. E. **USAF stability and control datcom**. Springfield, Va. National Technical Information Service, , 1975. Disponível em: <file://catalog.hathitrust.org/Record/003147675>

ETKIN, B. **Dynamics of Flight: Stability and Control**. [s.l.] : John Wiley & Sons Inc., 1996.

JUNG, Dongwon; TSIOTRAS, Panagiotis. Modeling and hardware-in-the-loop simulation for a small unmanned aerial vehicle. **Collection of Technical Papers - 2007 AIAA InfoTech at Aerospace Conference**, [s. l.], v. 1, n. May 2007, p. 581–593, 2007.

KAMAL, Ashraf M.; BAYOUMY, A. M.; ELSHABKA, A. M. Modeling, analysis and validation of a small airplane flight dynamics. **AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference, 2015**, [s. l.], n. September 2016, 2015.

LEONG H. I. Developoment of a 6DoF Nonlinear Simulation Model Enhanced with Fine tuning procedures. [s. l.], 2008.

MATHWORKS, Inc. **MATLAB: the language of technical computing. Getting started with MATLAB**. Natick, Mass. MathWorks, Inc., , 2005. Disponível em: <file://catalog.hathitrust.org/Record/005126746>

NIDAL M. JODEH, B. Developmen of Autonomus Unmanned Aerial Vehicle Research Platform: Modeling, Simulating and Flight Testing. **Air Force Institute os Thechnology**, [s. l.], 2006.

ROSKAM, J. **Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. Analysis and Research Corporation, Lawrence, KS, 1979**. Disponível em: <http://scholar.google.com/scholar?hl=en&btnG=Search&q=intitle:Airplane+Flight+Dynamics+and+Automatic+Flight+Controls#1>

STEVENS, B. L. AND LEWIS, F. L. **Aircraft Control and Simulation**. 2. ed. Hobokren, NJ: John Wiley & Sons Inc., 2003.

WIBOWO, Singgih Satrio. Aircraft Flight Dynamics, Control and Simulation. **Book**, [s. l.], 2007.

APÊNDICE 1

Rotina em Fortram lida pelo Digital Datcom com a geometria da aeronave com profundor.

DIM M
DAMP
DERIV RAD
PART

```

$FLTCON NMACH=1.0, MACH(1)=0.0529,
  NALT=1.,ALT(1)=100.0,
  NALPHA=20.0,
  ALSCHD(1)= -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0,
  10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 20.0, 22.0, 24.0, 26.0, 28.0,
  GAMMA=0., LOOP=2.0,
  RNNUB(1)=300000.0$
$OPTINS BLREF=1.554,SREF=0.40712,CBARR=0.28$
$SYNTHS XCG=0.3019, ZCG=0.06, XW=0.231, ZW=0.146,
  XH=0.948, XV=0.948, ALIW=2.0, ZH=0.0241, ZV=0.0482,
  VERTUP=.TRUE.$
$BODY NX=6.,
  BNOSE=2.,BTAIL=1.,
  X(1)=0.0, 0.164, 0.231, 0.5113, 0.6078, 1.106,
  ZU(1)=0.0839, 0.0839, 0.146, 0.146, 0.1158, 0.0482,
  ZL(1)=0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0,
  S(1)=0.0081, 0.0081, 0.0141, 0.0141, 0.0078, 0.0009$
$WGPLNF CHRDTTP=0.28, SSPNE=0.727, SSPN=0.777,
  CHRDR=0.28, SAVSI=0.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,
  TYPE=1.0$
$VTPLNF CHRDTTP=0.095, SSPNE=0.09, SSPN=0.18,
  CHRDR=0.22, SAVSI=45.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,
  TYPE=1.0$
$HTPLNF CHRDTTP=0.1, SSPNE=0.27, SSPN=0.27,
  CHRDR=0.202, SAVSI=18.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,
  TYPE=1.0$
$SYMFLP FTYPE=1.0, NDELTA=9.0,
  DELTA(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,15.0,20.0,
  CHRDFI=0.035, CHRDFO=0.035, SPANFI=0.04824, SPANFO=0.777,
  PHETE=0.1135, PHETEP=0.05,
  CB=0.0117, TC=0.005$
NACA-W-4-3412-25
NACA-H-4-0008-25
NACA-V-4-0008-25
CASEID TOTAL: KAMAL

```

APÊNDICE 2

Rotina em Fortram lida pelo Digital Datcom com a geometria da aeronave com aileron.

DIM M

DAMP

DERIV RAD

PART

\$FLTCON NMACH=1.0, MACH(1)=0.0529,

NALT=1.,ALT(1)=100.0,

NALPHA=20.0,

ALSCHD(1)= -16.0, -8.0, -6.0, -4.0, -2.0, 0.0, 2.0, 4.0, 6.0, 8.0,

10.0, 12.0, 14.0, 16.0, 18.0, 20.0, 22.0, 24.0, 26.0, 28.0,

GAMMA=0., LOOP=2.0,

RNNUB(1)=300000.0\$

\$OPTINS BLREF=1.554,SREF=0.40712,CBARR=0.28\$

\$SYNTHS XCG=0.3019, ZCG=0.06, XW=0.231, ZW=0.146,

XH=0.948, XV=0.948, ALIW=2.0, ZH=0.0241, ZV=0.0482,

VERTUP=.TRUE.\$

\$BODY NX=6.,

BNOSE=2.,BTAIL=1.,

X(1)=0.0, 0.164, 0.231, 0.5113, 0.6078, 1.106,

ZU(1)=0.0839, 0.0839, 0.146, 0.146, 0.1158, 0.0482,

ZL(1)=0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0, 0.0,

S(1)=0.0081, 0.0081, 0.0141, 0.0141, 0.0078, 0.0009\$

\$WGPLNF CHRDTTP=0.28, SSPNE=0.727, SSPN=0.777,

CHRDR=0.28, SAVSI=0.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,

TYPE=1.0\$

\$VTPLNF CHRDTTP=0.095, SSPNE=0.09, SSPN=0.18,

CHRDR=0.22, SAVSI=45.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,

TYPE=1.0\$

\$HTPLNF CHRDTTP=0.1, SSPNE=0.27, SSPN=0.27,

CHRDR=0.202, SAVSI=18.0, CHSTAT=0.0, TWISTA=0.0,

TYPE=1.0\$

\$ASYFLP STYPE=4.0, NDELTA=9.0,

DELTAR(1)=-20.0,-15.0,-10.0,-5.0,0.0,5.0,10.0,15.0,20.0,

CHRDFI=0.035, CHRDFO=0.035, SPANFI=0.04824, SPANFO=0.777\$

NACA-W-4-3412-25

NACA-H-4-0008-25

NACA-V-4-0008-25

CASEID TOTAL: KAMAL

APÊNDICE 3

Resultados da análise de sensibilidade: priorização dos parâmetros de entrada quanto à relevância para as dinâmicas lateral e longitudinal.

Parâmetros de teste	posição final (+10%)			posição final (-10%)			distância da referência MÉDIA	distância MÉDIA XY	distância MÉDIA Z	Relevância dinâmica lateral	Relevância Dinâmica longitudinal
	X	Y	Z	X	Y	Z					
C_L	2606.6	-390.0	-220.2	2783.7	-118.0	-174.4	164.0	162.4	22.9	4	2
C_D	2689.9	-265.6	-165.0	2699.2	-217.5	-235.5	43.1	24.5	35.2	7	1
C_m	2604.2	-387.3	-214.9	2784.6	-149.2	-180.8	151.0	149.9	17.1	5	3
C_{l_p}	2694.5	-246.0	-200.2	2694.2	-248.2	-200.2	1.1	1.1	0.0	12	-
C_{n_p}	2694.8	-244.7	-200.2	2693.8	-249.6	-200.2	2.5	2.5	0.0	11	-
C_{l_r}	2624.6	-483.9	-200.2	2706.1	-157.1	-200.2	168.8	168.8	0.0	3	-
C_{m_q}	2694.3	-247.6	-200.2	2694.4	-246.2	-200.2	0.7	0.7	0.0	13	-
C_{n_r}	2706.6	-151.9	-200.2	2608.0	-518.3	-200.2	190.3	190.3	0.0	2	-
C_{l_β}	2707.8	-140.2	-200.2	2562.7	-612.7	-200.1	248.1	248.1	0.0	1	-
C_{n_β}	2644.6	-441.0	-200.2	2706.4	-155.1	-200.2	146.5	146.5	0.0	6	-
$C_{D\delta_e}$	2694.3	-247.1	-200.1	2694.3	-247.1	-200.3	0.1	0.0	0.1	15	5
$C_{L\delta_e}$	2694.2	-246.8	-200.2	2694.5	-247.3	-200.1	0.3	0.3	0.0	14	-
$C_{l\delta_a}$	2687.3	-287.6	-200.2	2700.1	-209.1	-200.2	39.8	39.8	0.0	8	-
$C_{m\delta_e}$	2703.3	-265.5	-197.6	2685.4	-228.6	-202.7	20.7	20.5	2.6	9	4
$C_{n\delta_a}$	2696.4	-235.6	-200.2	2690.4	-258.8	-200.2	12.1	12.1	0.0	10	-